

UNIVERSITÉ DE SHERBROOKE
Faculté de Génie
Département de Génie mécanique

Suivi et prédiction de l'initiation de
l'endommagement et de la durée de vie en
fatigue dans un matériau composite tissé
présentant un défaut artificiel de fabrication par
le biais d'une approche hybride

Mémoire de Maîtrise
Génie mécanique

Paul BRAISAZ-LATILLE

Jury : Pr. Ahmed Maslouhi
Pr. Gabriel LaPlante

Sherbrooke, Québec, Canada

Février 2015

RÉSUMÉ

Ce projet de maîtrise met en avant une étude du suivi et de la prédiction de l'endommagement dans des structures composites à fibres de carbone tissées soumises à des efforts de fatigue tension-tension par le biais de deux méthodes de détection non-destructives que sont l'émission acoustique (AE) et la corrélation d'image (DIC). L'émission acoustique se présente comme une méthode unique permettant le suivi en continu des phénomènes microscopiques d'endommagement apparaissant dans le matériau, alors que la corrélation d'image permet un accès en temps réel au champ de déformation et par conséquent aux effets macroscopiques de cet endommagement sur les propriétés du matériau. Le croisement des résultats obtenus à partir de ces deux méthodes améliore la fiabilité et la validité des hypothèses réalisées. L'approche utilisée permet d'établir des courbes de durée de vie du matériau prenant en compte la propagation du défaut artificiel intégré et propose un modèle d'endommagement dans la lignée des modèles phénoménologiques existants.

Dans un premier temps, le contexte de l'étude est introduit ainsi que les objectifs détaillés de ce projet. L'importance d'établir des modèles de prédiction de durée de vie en fatigue pour les structures composites est mise en avant. La deuxième partie de ce rapport a pour but de réaliser un état de l'art exhaustif sur les différents domaines touchés par ce projet de recherche. On y retrouve une analyse des mécanismes d'endommagement se développant dans les matériaux composites unidirectionnels et tissés ainsi qu'une présentation des différentes méthodes de modélisation de l'endommagement ayant été développées. Les approches par éléments finis permettant de modéliser l'initiation et la propagation de fissures macroscopiques dans les composites sont ensuite présentées, avant de finalement proposer une revue du domaine de monitoring de l'état de santé des structures, et plus particulièrement l'émission acoustique et la corrélation d'image. Ensuite, le récapitulatif des travaux de recherche réalisés est illustré sous forme d'article dans la troisième partie. Des essais statiques de traction ont d'abord permis d'établir les gammes de charge à utiliser pour les essais de fatigue. Ces mêmes essais de fatigue tension-tension ont été menés à différents chargements à l'aide d'un suivi en continu par émission acoustique et corrélation d'image afin de mettre en évidence l'accumulation des mécanismes d'endommagement. Des courbes de durée de vie représentant l'apparition de ces différents mécanismes d'endommagement ainsi que la rupture totale ont pu être proposées. L'observation du paramètre mécanique de rigidité a finalement permis d'établir une approche de modélisation de l'endommagement par le biais d'une variable d'endommagement dans la lignée des modèles phénoménologiques existants.

Mots-clés : Fatigue, initiation de l'endommagement, émission acoustique, corrélation d'image, modélisation de l'endommagement, courbes de durée de vie.

REMERCIEMENTS

Cette étude a été réalisée au LAMCND, le laboratoire des matériaux et de contrôle non-destructif de l'université de Sherbrooke.

Je désire exprimer ma gratitude à M. Maslouhi qui a accepté de me prendre comme étudiant de Maîtrise en Janvier 2013, me donnant ainsi l'opportunité de rester vivre au Canada après un échange universitaire. Aussi, je tiens à remercier M. LaPlante pour avoir accepté d'être mon co-directeur de recherche. Je remercie aussi mes collègues de travail Nidhal Bouslama et Jiaping Wu pour leur aide, et particulièrement Nassim Kanouni avec qui j'ai réalisé la majorité de ce travail de recherche. Je mentionne également le CRIAQ, les compagnies Bell Helicopter Textron Canada ainsi que Bombardier Aéronautique pour les opportunités de stage et d'expériences.

Finalement, je remercie de tout cœur mes parents qui m'ont soutenu depuis le début de mes études, dans toutes les décisions que j'ai pu prendre.

TABLE DES MATIERES

RÉSUMÉ	iii
REMERCIEMENTS.....	vi
TABLE DES MATIERES	vii
LISTE DES FIGURES	ix
LISTE DES TABLEAUX.....	xii
LISTE DES SYMBOLES.....	xiii
LISTE DES ACRONYMES	xiv
 CHAPITRE 1 INTRODUCTION ET OBJECTIFS.....	 1
 CHAPITRE 2 ÉTAT DE L'ART	 3
2.1 Endommagement en fatigue des matériaux composites	3
2.1.1 Comportement des matériaux composites en fatigue	3
2.1.1.1 Mécanismes d'endommagement en fatigue dans les stratifiés	3
2.1.1.2 Mécanismes d'endommagement en fatigue spécifiques aux tissés	7
2.1.1.3 Comportement et suivi de l'endommagement en fatigue des matériaux composites tissés	10
2.1.1.4 Intérêts et effets de la présence d'un défaut artificiel inséré sur l'endommagement.....	12
2.1.2 Prédiction de la propagation de fissure et de la durée de vie en fatigue des matériaux composites.....	14
2.1.2.1 Prédiction de la délamination par la mécanique de la rupture.....	14
2.1.2.2 Modèles de prédiction de la durée de vie en fatigue	20
2.2 Modélisation numérique de la propagation de délamination par la méthode des éléments finis	26
2.2.1 Méthode VCCT.....	27
2.2.2 Méthode CZM.....	30
2.3 Monitoring de l'état de santé par des techniques NDT: AE et DIC	33
2.3.1 Les différents domaines de surveillance de l'état de santé des structures ..	33

2.3.2	Détection de l'endommagement par émission acoustique.....	35
2.3.2.1	Chaîne d'acquisition et traitement des signaux d'AE	36
2.3.2.2	L'AE appliquée à la fatigue des matériaux composites	40
2.3.3	Digital Image Correlation: principes, avantages et limitations.....	42
2.3.4	Approches hybrides existantes.....	46
2.4	Conclusion et objectifs	47
CHAPITRE 3 RÉSULTATS DES TRAVAUX		49
3.1	Méthodologie d'essais expérimentaux	49
3.2	Article: modélisation de l'initiation de l'endommagement par une approche hybride d'émission acoustique et de corrélation d'image.....	50
3.2.1	Avant-propos.....	50
3.2.2	Article sous sa forme manuscrite.....	51
3.3	Travaux numériques.....	76
3.3.1	Évaluation du taux de restitution d'énergie de déformation sur le contour du défaut artificiel	76
CHAPITRE 4 CONCLUSION		84
ANNEXES.....		86
Compte-rendu de stage à Bombardier Aéronautique : Application de l'approche VCCT à une structure à raidisseurs		86
Code source APDL type utilisé dans le compte-rendu Bombardier		136
Code source APDL de la section 3.2.2		163
RÉFÉRENCES		176

LISTE DES FIGURES

Figure 1: Schématisation des différents modes d'endommagement dans un laminé unidirectionnel [2].....	4
Figure 2: Photographie MEB d'un phénomène de décohésion fibre/matrice	4
Figure 3: Fissuration transversale de la matrice ayant entraîné un délaminage à l'interface entre deux plis d'un stratifié [2]	5
Figure 4: Évolution de l'endommagement en fatigue au cours de la durée de vie du matériau reliée à la chronologie des mécanismes associés [11]	6
Figure 5: Gauche) Représentation d'un tissé plain weave. Droite) Coupe d'un composite tissé [12].....	7
Figure 6: Illustration des mécanismes d'endommagement observés sur les composites tissés [16]	8
Figure 7: Schématisation du scénario d'endommagement d'un composite tissé en fatigue [12].....	9
Figure 8: Chute de la rigidité en fatigue au cours de la durée de vie du matériau reliée à la chronologie des mécanismes associés dans le cas des composites tissés [21].....	10
Figure 9: Chute de rigidité avec la durée de vie pour un tissé plain weave à fibres de carbone [21]	11
Figure 10: Photographie MEB d'un défaut inséré dans l'empilement d'un matériau composite	13
Figure 11: Modes possibles d'ouverture de fissure	15
Figure 12: Courbe charge - déplacement avec calcul graphique de G_c par les méthodes de non-linéarité et de 5% de la compliance	16
Figure 13: Enveloppe de rupture en fonction du mode de chargement [9]	17
Figure 14: Comparaison des critères de défaillance non-linéaire, 5% et émission acoustique [34].....	18
Figure 15: Courbe de vitesse de propagation de fissure caractéristique suivant la loi de Paris [33]	19
Figure 16: Évolution de la variable d'endommagement au cours de la durée de vie [22]	23
Figure 17: Maillage représentant l'ouverture de fissure pour la méthode VCCT [9]	27
Figure 18: Représentation des forces et des vecteurs déplacement pour la méthode VCCT dans le cas d'éléments solides 2D à 4 et 8 nœuds [9].....	29
Figure 19: Loi de comportement de Crisfield [55]	31
Figure 20: Comportement de l'interface dans le cadre de la loi de Crisfield [55]	31
Figure 21: Radiographie à rayon-X d'un composite multidirectionnel à fibres de carbone dans le cas d'un chargement en fatigue de type compression-compression [57].....	34
Figure 22: Courbe de dispersion d'un composite avec les deux premiers modes A_0 et S_0	37
Figure 23: Principe de la chaîne d'acquisition d'émission acoustique	37

Figure 24: Profil de réponse en fréquence d'un capteur piézoélectrique large bande.....	38
Figure 25: Présentation des principaux paramètres AE existants.....	39
Figure 26: Relation entre l'inverse de la résistance résiduelle normalisée par rapport à la contrainte maximale et le logarithme du paramètre AE étudié dans le cadre du modèle de Philippidis [66].....	41
Figure 27: Montage DIC	42
Figure 28: Motif typique de DIC	43
Figure 29: Choix possible d'enregistrement DIC par rapport au spectre de chargement en fatigue	45
Figure 30: Schematic representation of damage development with stiffness degradation during fatigue life of a woven composite material [21].....	54
Figure 31: Loading strategies for tension-tension fatigue tests (a) loading spectrum A and (b) loading spectrum B.....	57
Figure 32: Experimental setup: (a) Fatigue damage monitoring by AE and DIC techniques. (b) Position of sensors around the embedded flaw and coupons dimensions	59
Figure 33: Photography of the experimental setup	60
Figure 34: Cumulative counts versus the normalized load levels for six flawless (NF) and six flawed (WF) coupons	62
Figure 35: Identification of the threshold associated to damage onset plain weave under static loading	63
Figure 36: Cumulative AE counts versus fatigue life for 7 Hz test A samples	64
Figure 37: Cumulative AE counts versus fatigue life for 15 Hz test A samples	65
Figure 38: Identification of damage onset thresholds based on using (a) counts level cumulative values and (b) distribution of duration of AE signal versus number of cycles	66
Figure 39: S-N fatigue curves obtained by using AE data and failure data generated at 7 Hz.....	67
Figure 40: S-N fatigue curves obtained by using AE data and failure data generated at 15 Hz.....	68
Figure 41: Stiffness degradation through fatigue life for 3 samples tested under protocol B testing	69
Figure 42: Stiffness degradation through fatigue life for PNL92-SP2 cycled at 15 Hz with 59.1% UTL	70
Figure 43: C-scan result of coupon PNL53-SP1 loaded at 7 Hz and 59.1% of UTL after 1,5.10e6 cycles.....	71
Figure 44: Stiffness degradation for PNL92-SP2 under 15 Hz test protocol B measured on three specific zones A, B and C of the loaded composite.....	72
Figure 45: Stiffness degradation for PNL92-SP2 during 15 Hz test protocol B in specific zones A and B recorded by DIC	73

Figure 46: Correlation between stiffness degradation and cumulative AE counts for PNL92-SP2 under 15 Hz test B	74
Figure 47: Géométrie et dimensions de l'éprouvette utilisée	77
Figure 48: Empilement du matériau et position du défaut artificiel	77
Figure 49: Modèle 2D simplifié de l'échantillon étudié par éléments finis	78
Figure 50: Représentation des éléments et des conditions aux limites au niveau du défaut artificiel	80
Figure 51: Évolution du taux de restitution d'énergie de déformation total en fonction de la position le long du contour du défaut artificiel	81
Figure 52: Rapport G/G_T en fonction de la position le long du contour du défaut	82
Figure 53 : Gauche) Enregistrement par émission acoustique de l'activité ultrasonore au cours d'un chargement statique de traction. Droite) Photographie C-scan d'un échantillon endommagé après chargement en fatigue de type tension-tension	83

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 1: Amplitude et fréquence des signaux d'émission acoustique associés aux différents mécanismes d'endommagement	Erreur ! Signet non défini.
Tableau 2: Samples and loading characteristics used during static and fatigue tests	57

LISTE DES SYMBOLES

Symbole	Définition
σ_{ult}	Contrainte statique à la rupture
G	Taux de restitution d'énergie de déformation
G _c	Taux de restitution d'énergie de déformation critique entraînant rupture
da/dN	Taux de propagation de fissure
R	Rapport de σ_{min} sur σ_{max} utilisé pour l'essai de fatigue
D	Variable d'endommagement
PNL50 – SP1	Panel 50 specimen 1

LISTE DES ACRONYMES

Acronyme	Définition
CRIAQ	Consortium de Recherche et Innovation en Aérospatial du Québec
ASTM	American Society for Testing and Materials
S-N	Courbes contrainte - durée de vie en fatigue
VCCT	Technique de fermeture virtuelle de fissure
CZM	Modèle de zone cohésive
AE	Émission Acoustique
DIC	Corrélation Digitale d'Image

CHAPITRE 1 INTRODUCTION ET OBJECTIFS

Le développement des matériaux composites a rapidement poussé les industries de l'aéronautique à les considérer dans la conception de leurs structures. En commençant par des conduits d'aération, puis des sièges, les composites ont ensuite été utilisés dans les structures principales du fait de leurs excellentes propriétés mécaniques. Ils sont rapidement devenus une alternative viable aux matériaux métalliques, ayant comme avantage leur poids ou encore le fait de pouvoir orienter les propriétés mécaniques en fonction des sollicitations subies par la structure par le choix de la stratification. De plus, ceux-ci sont considérés comme peu sensibles à la fatigue, ce qui représente une caractéristique particulièrement intéressante en aéronautique.

L'étude des matériaux composites soumis à des chargements de fatigue s'est répandue au cours des années 1970. Aujourd'hui, le Dreamliner de Boeing est constitué d'environ 50% de matériaux composites en terme de masse. L'étude approfondie de ces matériaux est nécessaire du fait de la complexité de leur comportement. Ceux-ci sont fortement hétérogènes et anisotropes et présentent des faiblesses spécifiques pour certains cas de chargement comme la compression ou des phénomènes d'endommagement comme de l'impact.

Bien que ces matériaux présentent de très bonnes propriétés mécaniques lorsqu'ils sont sains, l'apparition de ces phénomènes d'endommagement peut entraîner la dégradation progressive de certains paramètres rendant le matériau instable dans les structures critiques. Ces phénomènes d'endommagement apparaissent à différentes échelles dans le matériau, se combinent et s'accumulent jusqu'à entraîner la ruine du composite.

La complexité du processus d'endommagement, la mixité des phénomènes et l'accumulation des dommages sont les raisons principales qui expliquent la difficulté de prédiction de durée de vie dans les structures composites.

Le large éventail de matériaux composites existants associé à la quantité de données expérimentales nécessaires pour caractériser un matériau rendent la création de bases de données complexe. Chaque matériau présente un comportement très spécifique qu'il est difficile de transposer à un autre. En outre, les modèles existants ne prennent que rarement en compte l'initiation de l'endommagement en fatigue dans la structure, difficile à détecter.

Le suivi de l'initiation des dommages et l'inspection des structures au cours de leur durée de vie sont possibles par des techniques de mesure non destructives et de détection *in situ* qui sont toujours en développement aujourd'hui [Diamanti]. Parmi celles-ci, on retrouve le monitoring des ondes d'émission acoustique qui permet de

détecter *in situ* des phénomènes d'endommagement dans les plis. Il existe aussi la technique de corrélation d'image qui permet d'enregistrer en temps réel le champ de déformation dans la structure.

Le projet de Maîtrise s'inscrit dans le cadre d'un projet d'envergure CRIAQ. L'objectif global du projet est d'établir un modèle de prédiction de durée de vie pour un matériau composite donné soumis à des efforts de fatigue (tension-tension, tension-compression, flexion) et en tenant compte de la variation de paramètres environnementaux comme l'humidité et la température.

En ce qui concerne le projet de Maîtrise en lui-même, l'objectif est d'établir une approche expérimentale basée sur deux techniques de surveillance non destructives, l'émission acoustique et la technique de corrélation d'image, afin de caractériser l'initiation de l'endommagement et plus particulièrement de la délamination dans une région précise du matériau présentant un défaut artificiel inséré dans l'empilement, utilisé afin de simuler un défaut de fabrication. Des courbes S-N représentant différents stades de l'endommagement seront établies basées sur des critères acoustiques et de dégradation de propriétés mécaniques macroscopiques.

Ce mémoire présentera dans un premier temps un état de l'art touchant différents domaines étudiés au cours de ce projet. Tout d'abord, une présentation des phénomènes et des modèles d'endommagement en fatigue des matériaux composites sera proposée, avant de s'intéresser dans un deuxième temps aux méthodes numériques existantes pour simuler la propagation de l'endommagement. Finalement les techniques de monitoring non-destructives existantes seront passées en revue. Une fois cet état de l'art passé, ce rapport se concentrera sur la présentation des résultats des travaux de recherche, et notamment la présentation du manuscrit d'un article traitant de la modélisation de l'initiation de l'endommagement par AE et DIC. Ensuite les travaux numériques réalisés seront exposés. Finalement, les annexes proposeront des travaux corrélés à ces domaines de recherche qui ont été réalisés dans le cadre de stages MITAC au sein des compagnies Bell Helicopter Textron Canada et Bombardier Aéronautique.

CHAPITRE 2 ÉTAT DE L'ART

Au sein de cette section, une revue de la littérature portant sur les différents domaines touchés par ce projet est réalisée. Tout d'abord, les mécanismes d'endommagement en fatigue des matériaux composites unidirectionnels et tissés sont présentés, ainsi que le scénario de développement de l'endommagement dans ces structures. Les différentes approches de modélisation développées sont mises en avant et classées en fonction de l'échelle à laquelle appartiennent les phénomènes d'endommagement observés. Les méthodologies d'analyse par éléments finis existantes pour prédire l'initiation et la propagation de rupture sont décrites, puis les technologies d'observation non-destructives de l'état de santé des structures sont rapidement présentées avant de se focaliser sur l'émission acoustique et la corrélation d'image qui seront utilisées plus en détails au cours de ces travaux.

2.1 Endommagement en fatigue des matériaux composites

Les chargements en fatigue représentent une grande majorité des efforts auxquels sont soumis les matériaux composites utilisés en aéronautique. Ils sont aussi responsables de phénomènes d'endommagement spécifiques aux matériaux composites. C'est pourquoi il est nécessaire de comprendre la succession de ces phénomènes et leur impact sur la durée de vie des matériaux composites afin de pouvoir optimiser leur utilisation au sein de l'industrie aéronautique.

2.1.1 Comportement des matériaux composites en fatigue

La complexité de prédiction du comportement des matériaux composites réside dans la variabilité des mécanismes d'endommagement apparaissant aux différentes échelles du matériau. De l'unité structurale fibre jusqu'au stratifié entier, les phénomènes mis en jeu sont nombreux et peuvent se chevaucher au cours de la durée de vie en fatigue d'un matériau.

2.1.1.1 Mécanismes d'endommagement en fatigue dans les stratifiés

La maîtrise du comportement des matériaux composites passe par une connaissance approfondie de ces mécanismes d'endommagement. La dégradation des matériaux composites n'est pas due à un seul mécanisme d'endommagement mais bien

une accumulation de plusieurs phénomènes ayant lieu simultanément ou successivement. Ces mécanismes ont lieu à toutes les échelles du matériau : de la décohésion fibre matrice à l'échelle des constituants mécaniques jusqu'à la délamination à l'échelle du stratifié. Talreja proposait déjà en 1981 [1] une succession de mécanismes d'endommagement apparaissant dans un matériau composite stratifié unidirectionnel soumis à un chargement de fatigue de type tension – tension ou tension – compression. Ces mécanismes d'endommagement sont aujourd'hui bien connus, et une revue de ceux-ci a été proposée par Revest [2] et sont illustrés ici à la figure 1.

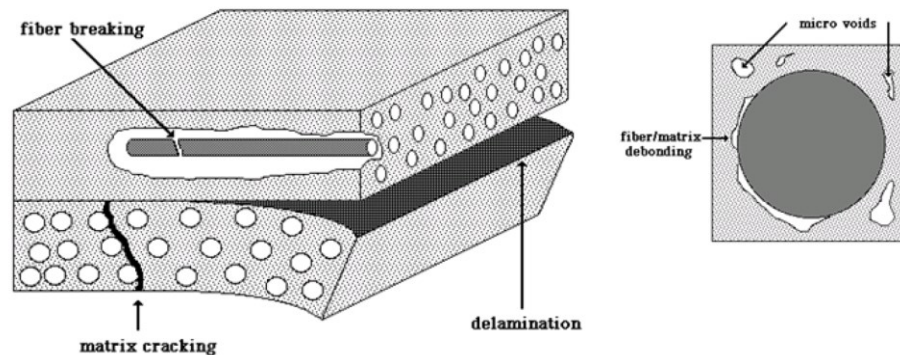


Figure 1: Schématisation des différents modes d'endommagement dans un stratifié à base d'unidirectionnel [2]

On y retrouve la décohésion fibre – matrice, à l'échelle microscopique. La figure 2 met en évidence ce phénomène qui est observé à l'interface entre les fibres et la matrice. Il met en jeu la résistance d'adhésion entre les fibres et la matrice qui est variable en fonction des matériaux utilisés. Ce décollement peut être dû à des concentrations de contraintes entraînées par une répartition non homogène des fibres lors de la fabrication, ou aussi à des phénomènes thermiques induisant des contraintes résiduelles. Ces décohésions peuvent grossir et se propager d'une interface fibre – matrice à une autre dans la matrice et constitue alors des fissures de la matrice dans le pli.

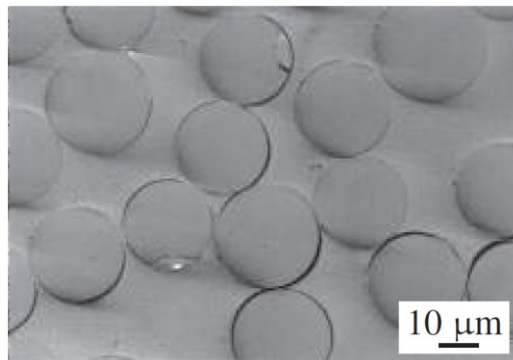


Figure 2: Photographie MEB d'un phénomène de décohésion fibre/matrice [2]

Ces fissures peuvent aussi se former directement dans les plis les plus désorientés par rapport à la direction du chargement, dès lors que les contraintes transversales ou de cisaillement ultimes sont dépassées. L'étude de la fissuration transversale dans le pli a fait l'objet de nombreux travaux [3, 4]. Ces fissures peuvent également se former aux bords libres et se propager dans les deux directions transversales au chargement (dans l'épaisseur ou vers l'intérieur de l'éprouvette) de manière plus ou moins rapide sous l'effet des cycles de chargement. Reifsnider [3] a mis en avant l'influence de l'épaisseur du pli sur la capacité de ce type de fissure à se propager : plus l'épaisseur du pli est importante et plus le seuil d'initiation de l'endommagement du stratifié est faible. Bien que les fissures de la matrice ne soient que rarement critiques pour l'état de la structure, elles sont en général à l'origine d'autres types d'endommagement qui eux pourront l'être.

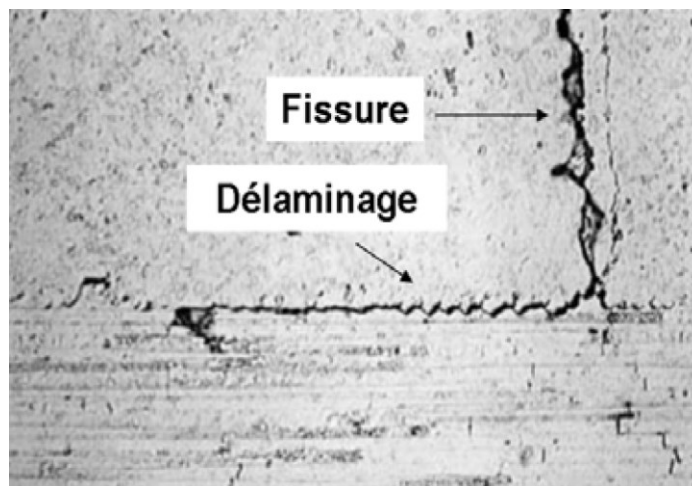


Figure 3: Fissuration transversale de la matrice ayant entraîné un délaminage à l'interface entre deux plis d'un stratifié [2]

Un des mécanismes d'endommagement majeurs à l'échelle du stratifié est le délaminage. Les différentes orientations des plis successifs dues à l'empilement choisi entraînent des différences d'anisotropie majeures qui sont responsables de contraintes interlaminaires. Celles-ci peuvent induire un décollement d'un pli avec l'autre, et les plis successifs fortement désorientés sont plus susceptibles de voir ce genre de phénomène apparaître. Ce type de mécanisme d'endommagement est un phénomène critique pour la durée de vie d'une structure et peut se propager entre deux plis sur de grandes distances dans le cas de stratifiés unidirectionnels. De plus, le délaminage réduit de manière significative la résistance en compression du matériau. L'importance de contrôler ce type particulier d'endommagement a poussé de nombreux auteurs à travailler sur ce mécanisme [5-8] afin de créer des essais de caractérisation de la délamination ou de développer des modèles de prédiction. De nombreuses méthodes numériques ont aussi été étudiées afin de simuler le phénomène de délamination [9, 10]. De la même manière que

dans le cas des fissures transversales, le phénomène de délamination peut se développer au niveau des bords libres qui sont le siège de singularités en termes de contraintes interlaminaires. Cependant, il est aussi possible que des délaminations se forment en pointe de fissures transversales, comme l'illustre la figure 3. En effet, lorsqu'une fissure transversale arrive à une interface entre deux plis d'orientations différentes, celle-ci est bloquée. Les concentrations de contraintes induites en cette tête de fissure peuvent entraîner un décollement local entre les deux plis.

Finalement, on retrouve le phénomène de rupture des fibres. La sollicitation des fibres dépend fortement de l'orientation du pli dans le stratifié. Ce mécanisme est en général le tout dernier à arriver et est responsable de la rupture catastrophique du matériau. Il arrive de manière brutale lorsque le chargement porté par les fibres est supérieur à une valeur critique. Il intervient principalement dans les fibres orientées suivant la direction de chargement, qui portent une part importante de la charge appliquée. Dans les plis en question, les zones où des fissures transversales sont observées constituent des zones de concentration de contraintes qui peuvent favoriser la rupture des fibres dans cette région.

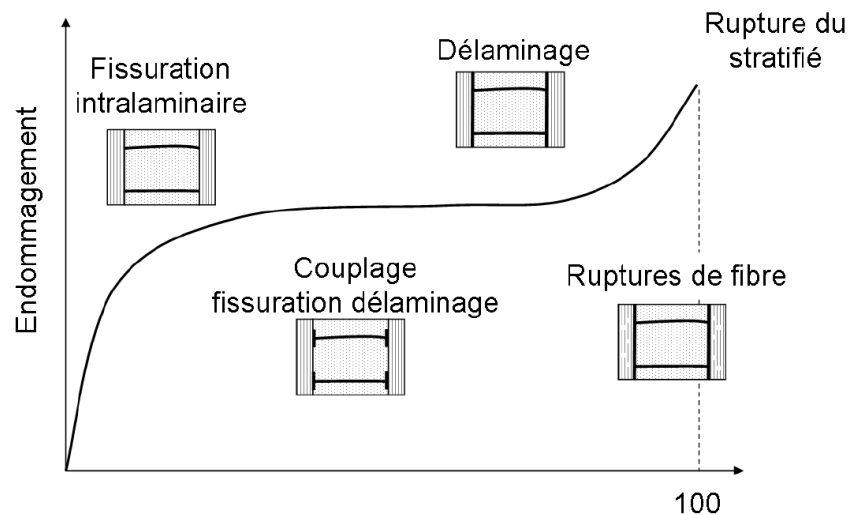


Figure 4: Évolution de l'endommagement en fatigue au cours de la durée de vie du matériau liée à la chronologie des mécanismes associés [11]

La superposition, la succession et l'accumulation de ces différents mécanismes au cours de la durée de vie du matériau sont responsables de sa dégradation progressive et de sa ruine totale. La figure 4 met en avant l'accumulation de cet endommagement au cours de la durée de vie ainsi que la succession des mécanismes d'endommagement correspondants.

2.1.1.2 Mécanismes d'endommagement en fatigue spécifiques aux tissés

Les matériaux composites tissés représentent une évolution de la technologie des matériaux composites proposant des matériaux ayant notamment des propriétés mécaniques plus homogènes et une meilleure résistance à l'impact et à la propagation de fissures. Leur architecture peut être très complexe et les possibilités de conception sont très nombreuses. En effet, il existe aujourd'hui des tissés en 2D ou en 3D, avec des renforts hors plan, différents types de tissages, etc. L'importance de comprendre leur comportement est essentielle et représente un domaine plus récent que celui des matériaux composites unidirectionnels. Dans les matériaux composites tissés, les fibres sont organisées en mèches réparties dans deux directions orthogonales, la chaîne et la trame. Un des tissages les plus simples est probablement celui illustré à la figure 5 appelé « plain weave ».

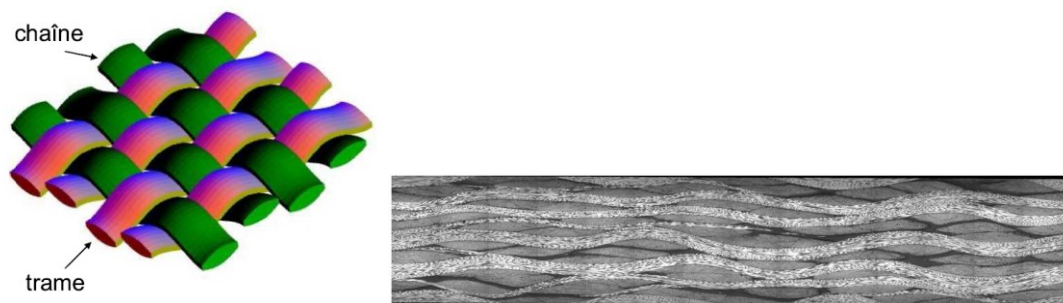


Figure 5: Gauche) Représentation d'un tissu plain weave. Droite) Coupe d'un composite tissé [12]

Ainsi, à l'échelle du pli, la différence architecturale induite va créer de nouveaux mécanismes d'endommagement spécifiques aux tissés. Ces mécanismes sont illustrés à la figure 6. De nombreux auteurs ont consacré des travaux portant sur l'endommagement à l'échelle microscopique dans les matériaux tissés [13-15]. Certains mécanismes sont similaires à ceux observés pour les stratifiés unidirectionnels:

- Décollement d'interface fibre – matrice
- Fissure transversales dans la matrice
- Délaminage entre deux plis
- Rupture longitudinale des fibres

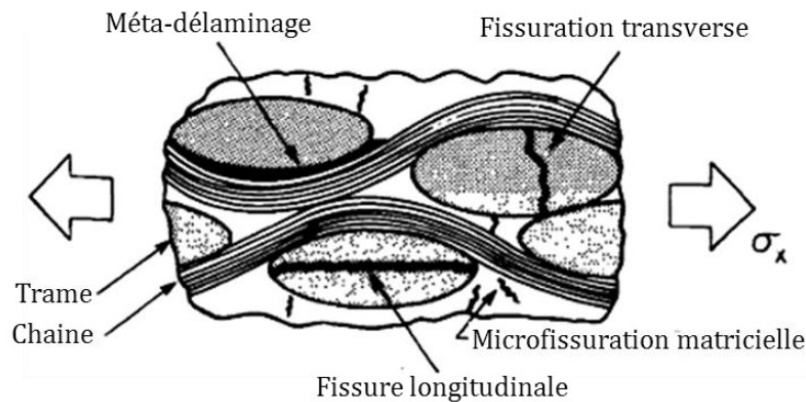


Figure 6: Illustration des mécanismes d'endommagement observés sur les composites tissés [16]

Cependant, il est aussi possible d'observer des méta-délaminages, le décollement des deux renforts tissés. En effet, lors d'un chargement en tension, les brins initialement ondulés dans la direction du chargement vont se déplier et s'allonger, entraînant un frottement supplémentaire avec les fibres orthogonales [12, 16]. Les contraintes de cisaillement induites vont pouvoir générer un décollement des torons orthogonaux. D'autres différences mineures peuvent être observées : les phénomènes de fissuration de la matrice et de décohésion sont en général plus confinés, car l'architecture du tissu limite la propagation de celles-ci. En revanche, ces fissures sont plus nombreuses car la présence de mèches, l'ondulation ou encore la présence de poches de résine dues à l'architecture favorisent la création de zones de concentration de contraintes et donc de fissuration. En particulier, les zones d'ondulation des mèches transverses sont le siège d'initiation de fissures transversales, et plus généralement le siège de l'initiation de l'endommagement dans la structure. Ce scénario d'endommagement illustré à la figure 7 a été étudié et décrit par différents auteurs [17-19], même si chaque tissu a ses propres spécificités dues à son architecture unique.

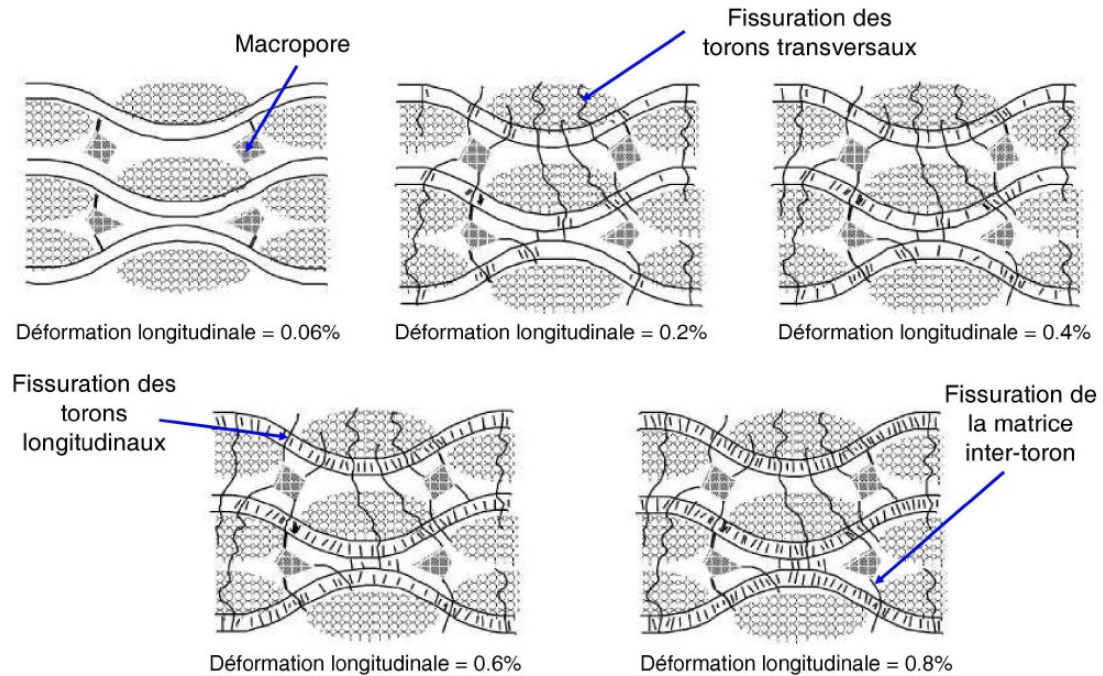


Figure 7: Schématisation du scénario d'endommagement d'un composite tissé en fatigue [12]

L'endommagement des matériaux composites tissés est encore plus complexe que celui des stratifiés unidirectionnels et semble dépendre du couple fibre/matrice utilisé. Cependant on retrouve des principes communs : les fibres sont responsables de la rigidité de la structure, l'endommagement se développe par des fissures aux interfaces fibres – matrices ou fibres – fibres et sont confinées par les points de tissage. De la même manière qu'à la figure 4, la figure 8 ci-dessous illustre la succession des mécanismes d'endommagement dans un composite tissé en lien avec la chute de sa rigidité.

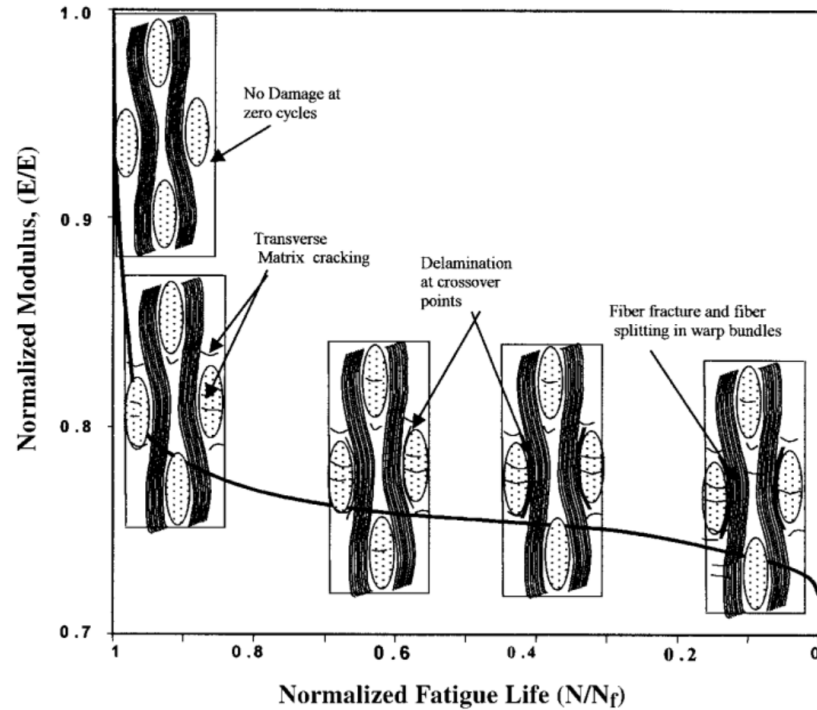


Figure 8: Chute de la rigidité en fatigue au cours de la durée de vie du matériau reliée à la chronologie des mécanismes associés dans le cas des composites tissés [21]

2.1.1.3 Comportement et suivi de l'endommagement en fatigue des matériaux composites tissés

Le comportement à l'endommagement des matériaux composites tissés est spécifique à son architecture, ses constituants, etc. Cependant, de nombreuses études existantes ont permis d'établir des processus communs.

La caractérisation du comportement hors-plan de ces matériaux est un des défis proposé car l'hypothèse d'isotropie transverse n'est pas valide dans le cas des tissés. Des essais de caractérisation ont été mis en œuvre [20] afin de mettre en évidence le comportement non-linéaire du matériau dans les directions hors plan.

Le comportement du matériau composite tissé peut être étudié aux différentes échelles qui le composent. A l'échelle du pli, les mécanismes d'endommagement ont été mis en avant et le scénario de la vie du matériau présenté [2]. Ces différents mécanismes induisent des modifications du comportement à l'échelle macroscopique.

L'observation et le suivi du module de rigidité résiduelle d'un matériau est une des approches possibles afin de suivre le comportement macroscopique d'un matériau au cours de sa durée de vie [21-23]. Certains auteurs ont utilisé la résistance résiduelle [24] dans la même optique.

L'évolution de la rigidité lors d'un chargement en fatigue suit une tendance constante en ce qui concerne les matériaux composites tissés, comme le présente les figures 8 et 9. Une première région est observée au cours de laquelle une chute rapide de la rigidité est observée. L'ampleur de la chute de rigidité est fortement dépendante de la nature du tissé, de ses constituants, mais est estimée entre 10 et 20% selon les auteurs [21]. Dans un deuxième temps, la chute de la rigidité se stabilise, pendant la quasi-totalité de la durée de vie du matériau. Lors de la dernière phase, la rigidité chute de manière catastrophique et il y a rupture brutale du matériau. Il est possible de ne pas discerner cette troisième phase sur certains matériaux qui auront une rupture encore plus brutale. De très nombreux auteurs étudient ce comportement. Wen [23] a étudié le comportement de tissés à renforts de fibres de verre sous chargement en fatigue de type tension – tension. Khan [21] a lui travaillé sur le cas de composites tissés à fibres de carbone utilisant une matrice époxy pour des conditions de haute température.

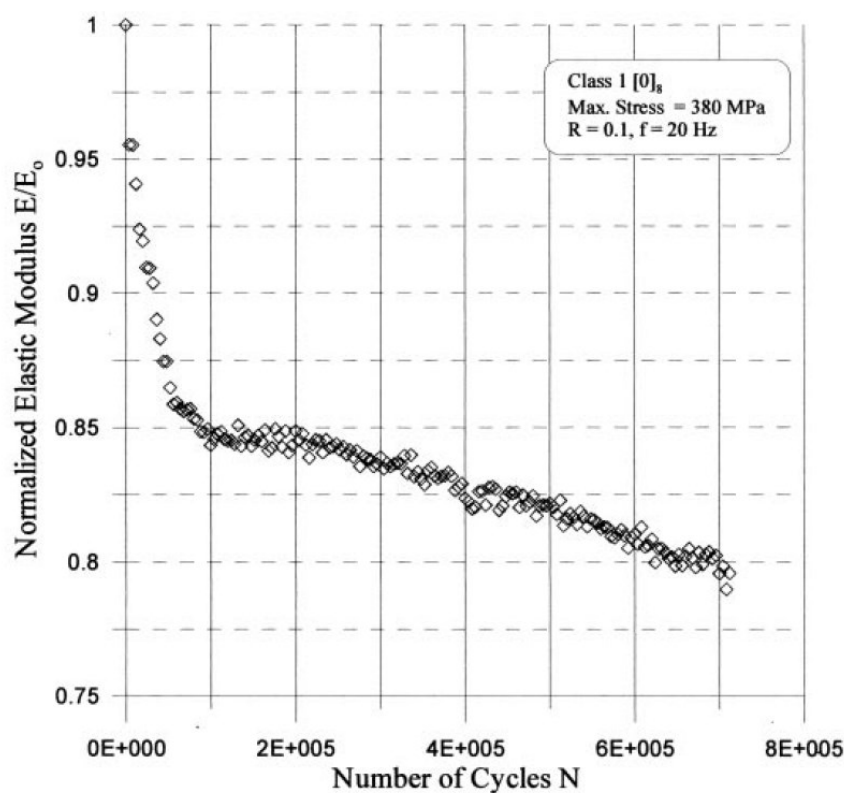


Figure 9: Chute de rigidité avec la durée de vie pour un tissé plain weave à fibres de carbone [21]

En étudiant la résistance résiduelle, une faible sensibilité des stratifiés à base de fibres de carbone dans le cas de chargements en fatigue a été observée. Daggumati [25] a mis en évidence une absence totale de chute de la résistance résiduelle en fatigue à des rapports de contraintes supérieurs à 0,8.

Il apparaît aussi de différentes études [26] que le type d'endommagement dominant peut varier d'un essai à l'autre en fonction du type de chargement appliqué. Dans des cas de chargement à rapport σ/σ_{ult} élevé, de nombreuses ruptures de fibres sont observées. Dans le cas contraire, les fissures dans la matrice peuvent représenter la quasi-totalité de l'endommagement généré. Ceci explique l'importance accrue du type de matrice choisie pour l'optimisation de la durée de vie en fatigue dans le cas de chargements faibles. Kawai [27] a aussi mis en évidence l'augmentation de la durée de vie en fatigue d'éprouvettes carbone/époxy tissées présentant de l'endommagement sous forme de délamination en comparaison d'éprouvettes ne présentant pas ce type d'endommagement. Il semblerait que la délamination puisse entraîner une relaxation des contraintes dans les zones critiques de la structure et ainsi repousser la rupture catastrophique des fibres.

2.1.1.4 Intérêts et effets de la présence d'un défaut artificiel inséré sur l'endommagement

De nombreuses observations expérimentales ont mis en évidence la présence de défauts de fabrication au sein des structures en matériaux composites. En effet, des impacts d'outils, des régions de concentration de matrice ou encore une mauvaise répartition de fibres peuvent jouer le rôle de région endommagée dans le matériau. Ceci signifie qu'avant même de mettre en service un matériau, celui-ci peut déjà être endommagé, notamment sur des structures de volume important. Il existe des sièges privilégiés pour l'initiation des dommages dans la structure.

De ce fait-là, il apparaît intéressant d'étudier des échantillons présentant un défaut artificiel inséré dans l'empilement du matériau composite. Ceci présentera deux intérêts majeurs : tout d'abord, étudier un matériau considéré comme endommagé qui présentera un comportement plus proche de celui qui sera retrouvé au niveau des structures de grande taille, et ensuite, être capable de confiner l'initiation de l'endommagement dans la zone du défaut inséré et ainsi faciliter le contrôle *in situ* de cet endommagement. Ce procédé présentera également l'avantage de permettre une focalisation de l'étude sur la propagation de la délamination (à partir du défaut artificiel inséré) au détriment de l'effet de bord, prédominant notamment dans le cas d'éprouvettes de test.

L'insertion d'un défaut artificiel peut être réalisée par différentes approches. Une d'elle consiste, comme illustré à la figure 10, à déposer un morceau de téflon replié sur lui-même entre deux couches de matériau composite lors de la fabrication [28].

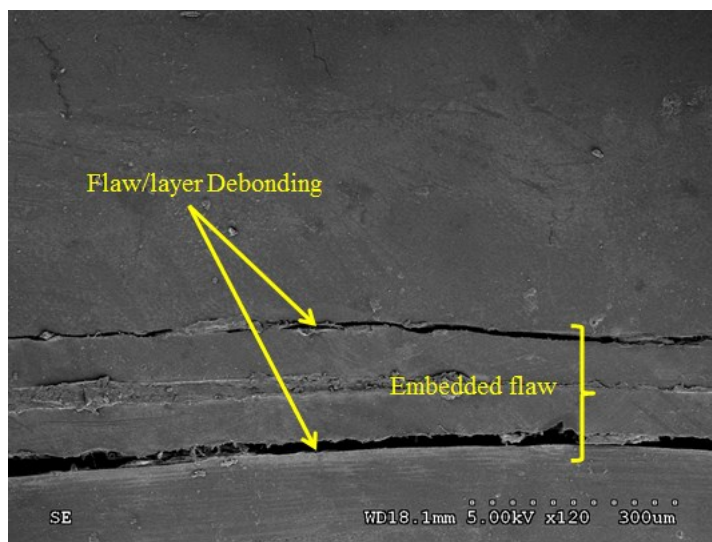


Figure 10: Photographie MEB d'un défaut inséré dans l'empilement d'un matériau composite issue d'observations expérimentales personnelles

La présence du morceau de téflon dans l'empilement du matériau va affecter les propriétés géométriques de la structure : les plis vont être désorientés et une ondulation locale des couches pourra être observée, des poches de résine vont se développer aux deux extrémités du téflon, etc. Ces conséquences de l'insertion du défaut artificiel vont affecter le comportement mécanique de la structure de manière hétérogène, localement dans la région du défaut artificiel et globalement à l'échelle de la structure. Une analyse détaillée de cette hétérogénéité des propriétés mécaniques de la structure en fonction de la localisation pourra apporter de nombreuses informations sur les mécanismes d'endommagement mis en jeu et les conséquences pour la durée de vie du matériau.

Certains auteurs ont étudié le développement de champs de contraintes autour de défauts macroscopiques (trous) de formes variables lors d'essais statiques en tension [29], et quelques rares travaux ont considéré des défauts artificiels insérés en étudiant l'équation d'équilibre du système. Cependant, très peu de littérature existe sur des éprouvettes présentant ce type de défaut artificiel inséré, ni sur leur comportement soumis à des efforts de fatigue. Il est aussi très difficile de trouver des études portant sur cette analyse de l'hétérogénéité des propriétés mécaniques causées par la présence de ce défaut artificiel.

Les phénomènes d'endommagement rencontrés dans les matériaux composites ont la particularité d'être nombreux et d'interagir les uns avec les autres dans une certaine mesure. Parmi eux, le comportement des matériaux composites tissés présente une catégorie de matériaux à part avec certains mécanismes spécifiques encore plus complexes. Le suivi de l'endommagement dans ces structures est essentiel afin d'assurer la sécurité des structures en service, notamment du fait de la complexité de prédiction des

phénomènes d'endommagement. La surveillance de l'évolution des propriétés mécaniques macroscopiques donne un point d'accès à l'avancement de l'endommagement dans la structure. L'insertion d'un défaut artificiel dans la structure permet une meilleure corrélation avec une situation de structure réelle et une focalisation sur le phénomène de délamination. L'objectif de ce suivi est d'établir des modèles permettant d'anticiper le comportement du matériau. Les modèles existants vont être présentés au cours de la section suivante.

2.1.2 Prédiction de la propagation de fissure et de la durée de vie en fatigue des matériaux composites

L'endommagement dans les structures composites est un ensemble de mécanismes se développant à différentes échelles dans le matériau, se succédant et se superposant pour entraîner une détérioration irréversible. Sous l'effet d'un chargement en fatigue, le matériau voit ses propriétés mécaniques se dégrader progressivement avant la rupture catastrophique de la structure. La fissuration dans la matrice est un des premiers mécanismes mis en jeu. Il est responsable des premiers phénomènes de dégradation des propriétés mécaniques mais n'est pas critique pour la structure. Cependant, il favorise la génération d'autres mécanismes, comme le délaminage, qui seront beaucoup plus critiques pour la tenue mécanique du système. Ces phénomènes de fissuration de la matrice et de délamination nécessitent le développement de modèles de prédiction, entraînant la recherche de deux types de modélisations : d'une part l'initiation et la propagation des fissures, et d'autre part la dégradation des propriétés mécaniques macroscopiques. De nombreuses approches ont été proposées afin de modéliser l'endommagement, allant de la quantification du taux de fissures proposée initialement par Reifsnider [30] jusqu'aux courbes S-N actuelles [31].

2.1.2.1 Prédiction de la délamination par la mécanique de la rupture

La mécanique de la rupture est une approche basée sur les paramètres mécaniques d'un matériau à partir d'une discontinuité comme une fissure. Il apparaît donc cohérent d'utiliser cette approche afin de caractériser l'initiation et la propagation de délaminations dans les structures composites. En statique, cette approche va permettre de prédire la charge et la longueur critique d'une fissure entraînant la rupture totale. Elle s'applique parfaitement dans le cas de matériaux métalliques. Dans le cas des matériaux composites, des difficultés pour appliquer la méthode peuvent être rencontrées du fait du risque de propagation instable de la fissure. En ce qui concerne la fatigue, cette méthode propose des relations empiriques donnant la vitesse de propagation de cette même fissure dans la structure (rupture progressive en fatigue) en fonction du nombre de cycles de chargement.

Les faibles propriétés mécaniques hors plan des matériaux composites vont être responsables du développement du défaut ou d'un délaminage dans la structure. La propagation de celui-ci ne sera pas contrôlée par la résistance hors plan mais par la résistance à la rupture interlaminaire. C'est Griffith [32] qui a développé les fondements de cette approche énergétique par le biais du taux de restitution d'énergie de déformation G , qui représente l'énergie disponible pour créer une fissure. Le délaminage va se propager si cette énergie atteint un seuil critique appelé G_c . Le taux de restitution d'énergie de déformation est une fonction du travail externe U_e , de l'énergie de déformation U_s et de l'incrément de taille de fissure Δa [33]:

$$G = \frac{1}{b} \left[\frac{\Delta U_e}{\Delta a} - \frac{\Delta U_s}{\Delta a} \right] \quad (2.1)$$

avec b la largeur de la fissure, a sa longueur. La propagation de fissure dans le matériau est stable tant que l'énergie libérée par l'ouverture progressive de la fissure est absorbée par la création des nouvelles surfaces [34]. A partir du principe d'énergie de Griffith, on peut exprimer l'énergie de déformation U_s en fonction de la compliance C ($C = \frac{\delta}{P}$, déplacement sur la force requise pour le produire) afin d'exprimer l'énergie élastique emmagasinée.

$$U = \frac{1}{2} P \delta = \frac{1}{2} C P^2 \quad (2.2)$$

La compliance est une fonction du mode de chargement appliqué (voir figure 11) et de la longueur de fissure.

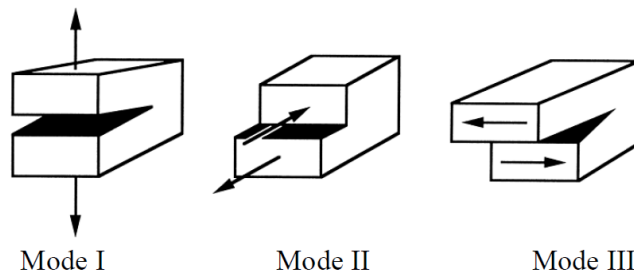


Figure 11: Modes possibles d'ouverture de fissure

En divisant l'équation 2.2 par la surface générée ΔA , on obtient l'expression Griffith-Irwin du taux de restitution d'énergie de déformation G [34]:

$$G = \frac{P^2}{2b} \frac{dC}{da} \quad (2.3)$$

Cette expression est utilisée pour calculer le taux de restitution d'énergie de déformation par le biais de la théorie des poutres, selon les trois modes de rupture possibles. Des essais de résistance interlaminaires ont été développés et standardisés pour les modes I ou mixtes I et II en statique (ASTM 5528 pour le mode I statique, ASTM D6671 pour le mode mixte I/II statique) et proposent des relations spécifiques à chaque cas pour le calcul de G issu de l'expression de Griffith-Irwin.

Néanmoins, la détermination de la valeur critique de propagation de fissure n'est pas facilement accessible : différentes approches graphiques existent pour déterminer le point auquel le délaminage est initié et sont illustrées à la figure 12. Tout d'abord, il existe l'observation visuelle d'initiation de fissure, approche simple mais fortement imprécise. Ensuite, il est possible de calculer G_c au point de non-linéarité de la courbe charge – déplacement (ASTM D5528), comme proposé par Robinson [35]. Cependant, cette approche ne fonctionne que dans le cas de composites à matrice rigide. Finalement la troisième et dernière approche utilise la technique à 5% de la compliance (ASTM D5528) afin de s'affranchir de la limitation de la deuxième technique : G_c est choisi à l'intersection entre la courbe charge – déplacement et la droite correspondant à une augmentation de 5% de la compliance. Ces deux techniques sont donc des lectures graphiques de la valeur de G_c comme le montre la figure ci-dessous.

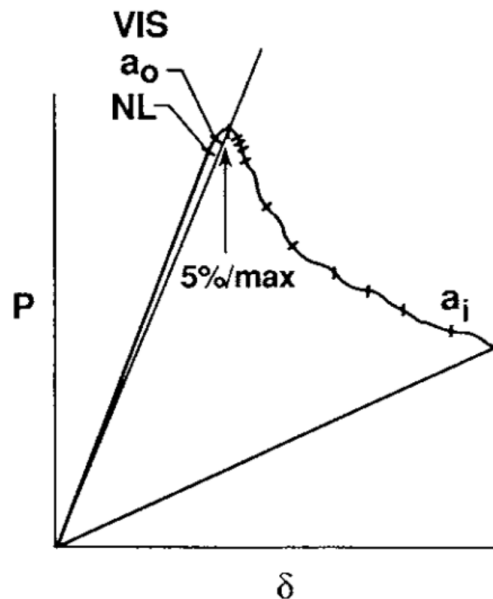


Figure 12: Courbe charge - déplacement avec calcul graphique de G_c par les méthodes de non-linéarité et de 5% de la compliance

L'évaluation du taux de restitution d'énergie de déformation critique G_c pour les différents ratios de mode mixte I/II a permis à Raju et O'Brien [5] d'établir des enveloppes de rupture en mode mixte pour un matériau donné comme présenté à la figure 13. Ces enveloppes permettent de prédire la rupture d'un matériau donné en fonction des différents types de chargements possibles et d'établir des critères de rupture en fonction de la mixité des modes.

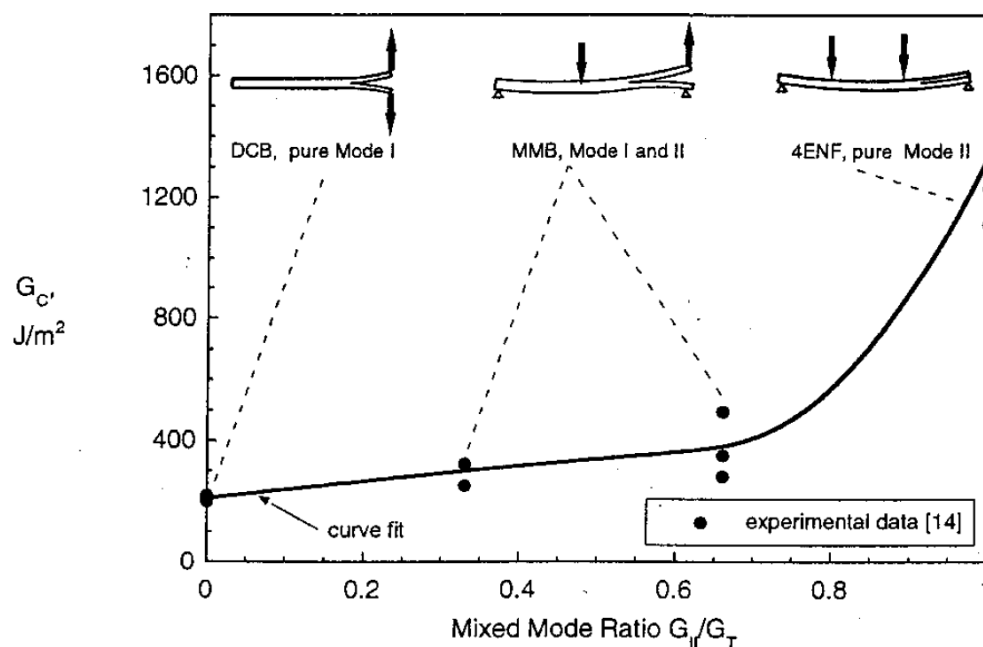


Figure 13: Enveloppe de rupture en fonction du mode de chargement [9]

Ducept [36] a comparé les différents critères de G_c en comparant les enveloppes de la figure 14: la non-linéarité, la compliance à 5% et un critère par émission acoustique. Ce dernier est basé sur la détection d'ondes ultrasonores émises par le matériau lorsqu'un endommagement a lieu au cœur de la structure. Les signaux enregistrés peuvent être analysés afin d'identifier l'initiation de l'endommagement.

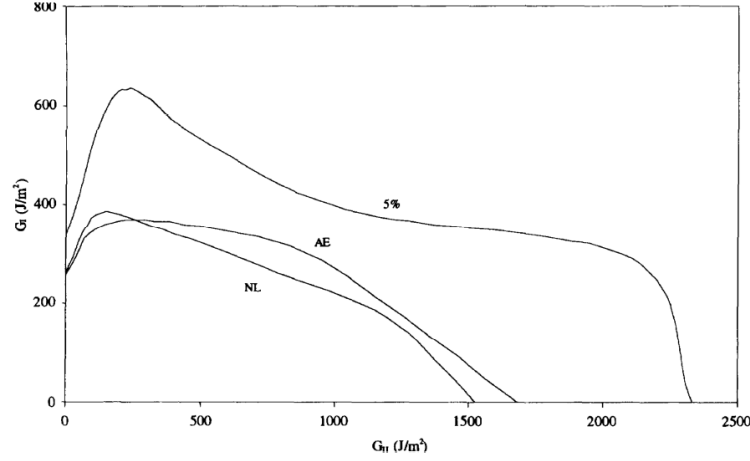


Figure 14: Comparaison des critères de défaillance non-linéaire, 5% et émission acoustique [34]

Ainsi, chaque mode pur a sa propre valeur critique G_c . Il est donc nécessaire de créer des critères de rupture afin d'évaluer les interactions des différents modes entre eux lors de chargements combinés. Les principaux critères existants ont été résumés par de nombreux auteurs, notamment Raju et O'Brien [5, 34]. Wu et Reuter ont proposé en 1965 un premier critère en loi de puissance :

$$\left(\frac{G_I}{G_{IC}}\right)^m + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}}\right)^n + \left(\frac{G_{III}}{G_{IIIC}}\right)^p \geq 1 \quad (2.4)$$

Avec m , n et p des paramètres empiriques expérimentaux. Il y aura propagation si le membre de gauche de l'équation 2.4 dépasse la valeur 1. Wu et Reuter ont déterminé que dans un cas en deux dimensions, le critère peut être appliqué avec les paramètres m et n valant respectivement 1 et 2. En 1996, Benzeggagh et Kenane ont développé un critère portant leur nom :

$$\frac{G_I + G_{II}}{G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left[\frac{G_{II}}{G_I + G_{II}} \right]^m} \geq 1 \quad (2.5)$$

avec m encore une fois un paramètre empirique expérimental. En 2006, Reeder [37] a étendu ce critère aux trois dimensions :

$$\frac{G_I + G_{II} + G_{III}}{G_{IC} + \left(\frac{G_{II}(G_{IIC} - G_{IC}) + G_{III}(G_{IIIC} - G_{IC})}{G_I + G_{II} + G_{III}} \right) \left[\frac{G_{II} + G_{III}}{G_I + G_{II} + G_{III}} \right]^{m-1}} \geq 1 \quad (2.6)$$

Ces critères de rupture présentent l'intérêt de prédire la fissuration d'échantillons comportant différents types de défauts et soumis à différents types de chargements.

En ce qui concerne la mécanique de la rupture appliquée à des chargements en fatigue, l'objectif est d'établir une relation liant la variation du taux de restitution d'énergie de déformation G et la vitesse d'avancement d'une fissure da/dN en fonction de la durée de vie [33]. Il a été mis en évidence par Ewalds [38] que pour un facteur $R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}}$ donné, la relation entre cette vitesse d'avancement de fissure et le taux de restitution d'énergie de déformation G est indépendante de la gamme de contraintes et de la taille de la fissure. Une courbe typique représentant la vitesse de propagation d'une fissure en fonction de la valeur normalisée du taux de restitution d'énergie de déformation est illustrée à la figure 15 ci-dessous.

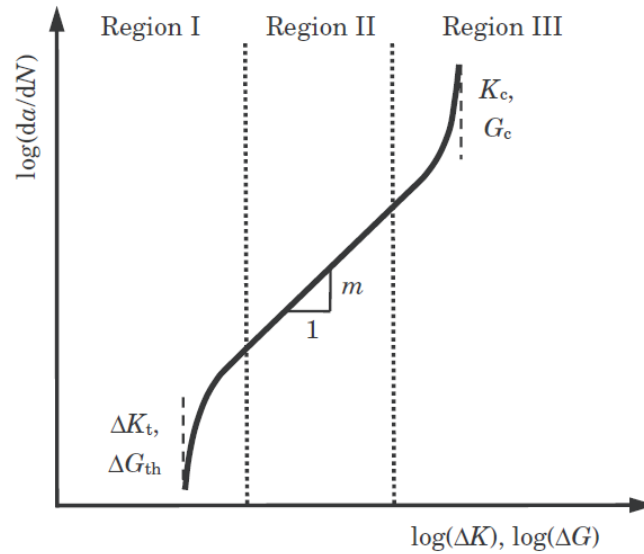


Figure 15: Courbe de vitesse de propagation de fissure caractéristique suivant la loi de Paris [33]

Il est possible de distinguer trois régions distinctes sur la courbe précédente. Dans la région I, il existe une valeur critique, notée ΔG_{th} , en dessous de laquelle la propagation de fissure est nulle. Au-dessus de cette valeur critique, la vitesse de propagation de la fissure augmente de manière significative jusqu'au début de la région II. La deuxième

région est caractérisée par une vitesse de propagation de la fissure stable, c'est-à-dire linéaire en échelle log-log. Finalement, la dernière région correspond à une accélération brutale de cette vitesse de propagation pour atteindre une asymptote correspondant à la valeur de G_c où la rupture statique est atteinte [39].

Des tentatives pour établir une loi empirique ou semi-empirique décrivant la totalité de la courbe ont été réalisées. Néanmoins, seule une loi de puissance semblable à la loi de Paris [39] est acceptée et validée pour caractériser la région II de cette courbe.

$$\frac{da}{dN} = A(G_{\max})^m \quad (2.7)$$

où A et m sont des paramètres empiriques dépendants de la température, de R , du matériau, etc. En effet, la variation des conditions expérimentales peuvent avoir une influence majeure sur la vitesse de propagation de la fissure [5].

La mécanique de la rupture propose une approche permettant de représenter la fissuration et son influence sur les propriétés mécaniques en se basant sur des grandeurs ayant un sens physique. Néanmoins, son application à des structures complètes peut être complexe. Le délaminage observé dans un plan donné correspond au comportement des stratifiés unidirectionnels. Dans le cas des matériaux composites tissés, les mécanismes d'endommagement envisagés précédemment sont plus complexes et peuvent nécessiter d'autres types d'approches. Finalement, la mécanique de la rupture ne permet pas d'utiliser de loi d'évolution de l'endommagement et n'est pas adaptée à l'étude du comportement et des propriétés macroscopiques de la structure.

2.1.2.2 Modèles de prédiction de la durée de vie en fatigue

Au-delà de la mécanique de la rupture présentée dans la section précédente, des auteurs se sont penchés sur des approches permettant de caractériser le comportement macroscopique du matériau de manière à prédire l'endommagement et la durée de vie de la structure : c'est la mécanique de l'endommagement. Degrieck et Van Paepegem [31] ont proposé une revue détaillée de ces différentes approches. Il existe trois grandes familles de modèles proposés par Sendeckyj [31] qui ont été développés et répertoriés par ces auteurs : des modèles de prédiction de durée de vie ne prenant pas en compte les mécanismes d'endommagement présents mais utilisant des courbes S-N et des critères de rupture, des modèles phénoménologiques étudiant le caractère résiduel d'un paramètre mécanique macroscopique, et finalement les modèles d'endommagement progressifs qui utilisent une ou plusieurs variables d'endommagement reliées à des phénomènes physiques liés à de l'endommagement pour caractériser son accumulation [40].

La première catégorie et aussi la plus ancienne est issue des connaissances acquises sur les métaux. Bien que les comportements des deux types de matériaux soient fondamentalement différents, de nombreux modèles basés sur des courbes S-N ont pu être établis. Ces modèles représentent la première catégorie de modèles de durée de vie, donnant accès au nombre de cycles N_f à la rupture en fonction de l'amplitude de la contrainte de fatigue (pour un rapport R et une fréquence f fixée). Ces modèles reposent sur des courbes issues du modèle de Palmgreen [2] qui se présentent sous la forme suivante :

$$\log N = A \log \sigma + B \quad (2.8)$$

Le problème de cette approche repose sur la quantité de données expérimentales nécessaires afin de générer ces courbes, et sur le fait qu'elle ne prend pas en compte les mécanismes d'endommagement mis en jeu et cache le caractère progressif de ce dernier. De plus, il est difficile d'étendre ces modèles à des cas de chargements complexes comme des chargements multiaxiaux.

Les tout premiers modèles établis correspondant à cette famille ont été des critères de rupture comme celui de Hashin et Rotem [41] en 1973, distinguant la rupture des fibres et la rupture de la matrice. Il a fallu attendre les années 90 pour que des modèles utilisant les courbes en log soient utilisées par Fawaz et Ellyin [42] sous la forme :

$$S = m \log(N) + b \quad (2.9)$$

avec S la contrainte de fatigue appliquée et N le nombre de cycles. Les paramètres empiriques m et b sont obtenus par couplage avec une seconde équation référence. Plus récemment, Epaarachi and Clausen [43] ont proposé un modèle semi-empirique :

$$\frac{d\sigma}{dt} = -a\sigma_{\max} (1-R)^{\gamma} t^{-k} \quad (2.10)$$

avec a , k et γ des constantes, σ_{\max} la contrainte maximale appliquée, R le rapport de contraintes et t une mesure du temps [44].

Cette approche présente l'avantage d'être simple à mettre en œuvre (bien que coûteuse et longue) et ne nécessite aucune information sur les mécanismes d'endommagement. Dernièrement, des approches basées sur la détection de l'initiation des dommages par émission acoustique et par des techniques de corrélation d'image ont mené à des courbes S-N progressives représentant différents stades d'initiation de l'endommagement [28].

La seconde catégorie de modèles est représentée par les modèles phénoménologiques basés sur la dégradation d'un paramètre mécanique macroscopique. Ces modèles proposent des lois d'évolution caractérisant la dégradation progressive de la rigidité ou de la résistance en termes de propriétés macroscopiques [31], à l'opposé des modèles de la troisième catégorie où la loi d'évolution est directement reliée à un mécanisme d'endommagement spécifique.

La rigidité résiduelle peut être mesurée de plusieurs manières différentes et de manière régulière lors d'essais en fatigue. Elle rend compte de la dégradation des propriétés élastiques du matériau au cours de sa durée de vie. La résistance résiduelle est essentielle dans de nombreuses applications car elle permet de connaître le temps de vie pendant lequel la structure peut supporter la charge externe. Il apparaît donc évident que ce paramètre peut aussi convenir pour estimer la dégradation des propriétés élastiques. Ces modèles ont généralement été utilisés de manière statistique, partant d'une fonction de Weibull pour décrire la probabilité de rupture après un nombre arbitraire de cycles [44].

Les premiers à définir une variable d'endommagement sont Sidoroff et Subagio [45] en 1987 pour des matériaux composites unidirectionnels chargés en flexion. Ils séparent le cas de traction et le cas de compression et définissent la variable d'endommagement D suivant l'expression:

$$\begin{aligned}\sigma_{11} &= E(D)\varepsilon_{11} \\ E(D) &= E_0(1 - D)\end{aligned}$$

$$\frac{dD}{dN} = \begin{cases} \frac{a(\Delta\varepsilon_{11})^c}{(1-D)^b} & \text{en traction} \\ 0 & \text{en compression} \end{cases} \quad (2.11)$$

avec $D = 1 - \frac{E}{E_0}$, E_0 le module d'Young longitudinal du matériau sain, a , b et c trois constants caractéristiques du matériau à déterminer, σ et ε la contrainte et la déformation axiale et $\Delta\varepsilon$ la gamme de déformation enregistrée. La variable D met en avant l'accumulation de l'endommagement directement liée à la déformation longitudinale lors de la phase de traction alors qu'elle reste constante au cours de la phase de compression. Ce modèle a été un des premiers implémenté dans un code commercial d'éléments finis par Van Paepegem et Degrieck [46].

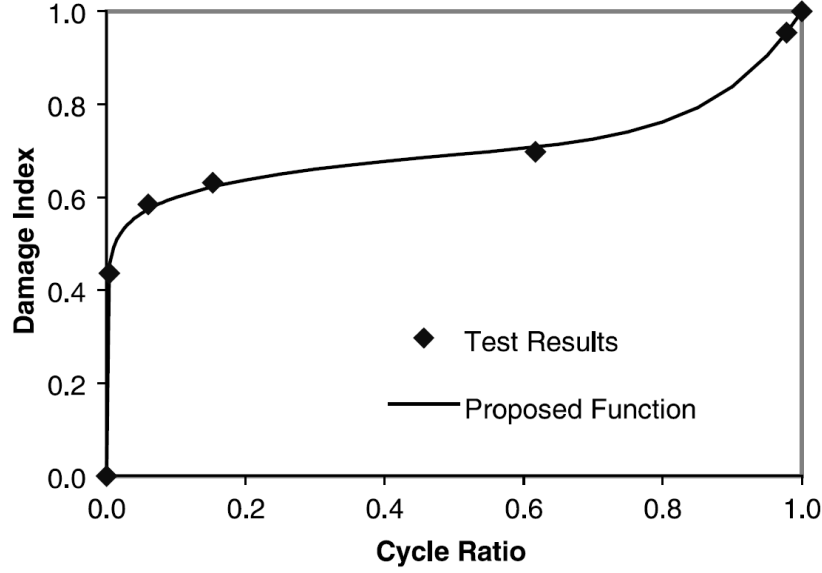


Figure 16: Évolution de la variable d'endommagement au cours de la durée de vie [22]

Mao [22] a proposé un autre modèle qui présente la particularité de capturer de manière efficace le comportement dans les premiers et derniers stades de la durée de vie du matériau comme présenté à la figure 16, à l'aide de la fonction suivante :

$$D = q \left(\frac{n}{N} \right)^{m_1} + (1-q) \left(\frac{n}{N} \right)^{m_2}$$

$$\text{avec } \left\{ \begin{array}{l} q = \frac{A \left(\frac{N_0}{N} \right)^\alpha}{1 - (1-A) \left(\left(\frac{N_0}{N} \right)^\alpha \right)} \\ m_1 = \left(\frac{N_0}{N} \right)^\beta \\ m_2 = \left(\frac{N}{N_0} \right)^\gamma \end{array} \right. \quad (2.12)$$

avec q , m_1 , m_2 , α , β et γ des paramètres du matériau, n le nombre de cycles appliqué, N la durée de vie du matériau au chargement étudié et N_0 la durée de vie de référence. La rapide accumulation d'endommagement tôt dans la durée de vie peut être capturée par le

paramètre m_1 quand celui-ci est inférieur à 1, puis par le paramètre m_2 en fin de vie quand celui-ci aussi est inférieur à 1.

L'utilisation de ces modèles a dans un premier temps mis l'emphasis sur les matériaux composites unidirectionnels. Cependant Mao [22] a lui appliqué ce même modèle pour un matériau tissé à renforts de fibres de carbone. D'autres auteurs comme Khan ont suivi [21], proposant des approches pour différents types de matériaux composites tissés en utilisant des modèles semblables.

Les deux modèles exposés ci-dessus présentent chacun des avantages spécifiques. Le modèle de Sidoroff et Subagio [45] considère que l'accumulation de l'endommagement est nul lors de la phase de compression, ce qui s'adapte bien à des matériaux dont l'endommagement est dominé par la délamination. En effet, une fissure exposée à un chargement de compression va se refermer, ne générant pas d'endommagement supplémentaire dans cette phase. Cependant ce n'est pas le cas de tous les types d'endommagement rencontrés. Le modèle de Mao [22], lui, capture de manière efficace la chute brutale des propriétés mécaniques en début et fin de vie du matériau. Cependant il existe des matériaux qui ne se comportent pas ainsi et ne seront pas adaptés à ce modèle.

Les approches basées sur la résistance résiduelle telles que celles d'O'Brien ou de Reifsnider [48] considèrent ce paramètre comme une fonction monotone décroissante du nombre de cycles N . Ces modèles présentent un critère de rupture inhérent : la rupture a lieu quand la contrainte appliquée équivaut à la contrainte à rupture résiduelle. A l'opposé des modèles basés sur la rigidité résiduelle, ceux-ci impliquent la destruction de l'échantillon testé. Ceci peut compliquer la comparaison d'échantillons différents. De plus, ces modèles sont limités à des cas de chargement uni-axiaux, rendant impossible leur utilisation dans le cas de chargements complexes.

Finalement, la troisième et dernière catégorie de modèles d'endommagement décrit la dégradation du matériau en lien direct avec un ou plusieurs mécanismes d'endommagement, comme la fissuration de la matrice ou la taille de délaminage. Ces modèles corréleront une ou plusieurs variables d'endommagement à des mesures de l'accumulation de l'endommagement accessibles par des systèmes de mesures connus, qui rendent compte de manière quantitative de la progression effective de l'endommagement dans la structure. On appelle ces modèles des modèles d'endommagement progressifs ou modèles mécanistiques. Ceux-ci sont physiquement reliés aux phénomènes d'endommagement réels [44]. Deux sous-catégories de modèles se distinguent : les premiers qui prédisent l'accumulation de l'endommagement en tant que tel avec par exemple la mesure du nombre de fissures par unité de longueur ou la taille moyenne des délaminations observées, les deuxièmes qui corréleront cette accumulation de l'endommagement avec une propriété macroscopique résiduelle [31].

Parmi la première sous-famille présentée, on retrouve différents modèles focalisés sur différentes observations de l'endommagement. Feng [48] a proposé un modèle basé sur l'observation de la fissuration dans la matrice de matériaux composites à fibres de carbone unidirectionnelles, sous la forme d'une loi de Paris modifiée. Bucinell [49] a lui privilégié l'observation de l'accumulation des délaminages sur les bords libres d'éprouvettes carbone/époxy en utilisant des principes de la mécanique de la rupture comme le taux de restitution d'énergie de déformation G . Schön [50] a lui établi une loi simplifiée basée sur la loi de Paris pour quantifier l'accumulation de délaminage dans les stratifiés :

$$\frac{da}{dN} = D(\Delta G)^n \quad (2.13)$$

où a est la longueur du délaminage, G le taux de restitution d'énergie de déformation et D et n des constantes.

À l'intérieur de la deuxième sous-famille, on retrouve des modèles reliant les variables d'endommagement prenant en compte un mécanisme d'endommagement observable à la dégradation d'une propriété mécanique macroscopique.

Une des toutes premières méthodes proposée afin de calculer la dégradation de la rigidité en fonction de la fissuration dans la matrice a été le modèle shear-lag proposé par Reifsnider [51]. En étudiant l'apparition de fissures proches des bords d'éprouvettes de différents matériaux composites, l'observation a été faite que ces fissures apparaissaient dans une région restreinte proche des interfaces d'un pli avec les deux plis adjacents, riche en résine. Une rigidité plus faible fut enregistrée en réponse à une déformation en cisaillement.

Des modèles plus récents ont ensuite poursuivis le même but en se basant sur des approches variationnelles ou de l'analyse par éléments finis. L'utilisation de tenseurs a permis à Talreja [52] de développer un modèle d'endommagement continu prenant en considération l'orientation de l'endommagement. Afin de déterminer la réponse mécanique en présence de l'endommagement, Talreja a utilisé des principes de la thermodynamique, notamment en définissant les tenseurs d'endommagement comme étant des variables internes du système.

Liu et Lessard [53] ont utilisé une variable d'endommagement global D dont la valeur varie en fonction du mécanisme d'endommagement dominant. La variable D peut prendre les valeurs $C_m D_m$ ou $C_d D_d$. Ce modèle prend en compte la fissuration de la matrice et le délaminage. D_m est une fonction de la densité de fissure alors que D_d est une fonction de la surface de délaminage, alors que C_m et C_d sont des constantes caractéristiques des propriétés du matériau. L'équation proposée est la suivante :

$$\frac{dD}{dN} = \frac{A(\sigma_{\max})^C}{BD^{B-1}} \text{ avec } D = 1 - \frac{E}{E_0} \quad (2.14)$$

L'approche proposée par les modèles progressifs d'endommagement offre la possibilité d'évaluer l'endommagement en se basant sur les effets micromécaniques de celui-ci. De plus, elle permet de prendre en compte des chargements multiaxiaux et donc de considérer des structures complexes. Elle prend en compte la direction de l'endommagement à l'aide de plusieurs variables d'endommagement tensorielles, et elle permet de mettre en évidence le caractère unilatéral de l'endommagement en prenant en compte le fait que les fissures se referment lors des passages en compression, entraînant une récupération de la rigidité initiale du matériau. De nombreux auteurs voient ce type de modèles comme l'outil le plus prometteur du fait de la prise en compte de l'aspect progressif de l'endommagement.

L'ensemble de ces modèles représentent une évolution progressive vers une compréhension plus fine de la modélisation de l'endommagement. Une des difficultés majeures existante reste la difficulté à observer, caractériser et quantifier un mécanisme d'endommagement en temps réel dans une structure afin de l'utiliser dans les modèles créés. Les techniques de suivi non-destructives développées aujourd'hui ouvrent de nouvelles opportunités afin de quantifier l'endommagement. Des modèles se développent progressivement en s'appuyant sur des approches hybrides d'observation de l'endommagement [34]. Ces méthodes de monitoring de l'état de santé en temps réel seront étudiées dans la section 2.3.

2.2 Modélisation numérique de la propagation de délaminage par la méthode des éléments finis

La mécanique de la rupture a montré la possibilité de se donner un critère énergétique afin d'évaluer la rupture fragile des matériaux composites. En s'appuyant sur la valeur du taux de restitution d'énergie de déformation, un seuil de rupture a été mis en évidence. Le choix de la valeur critique passe par des données expérimentales issues de tests standardisés ASTM.

L'intérêt de la simulation par ordinateur est évident aujourd'hui et l'implémentation dans des codes commerciaux d'éléments finis des principes de la mécanique de la rupture s'est fortement répandue. Parmi eux, on retrouve la technique de fermeture virtuelle de fissure (VCCT) qui permet de simuler la propagation d'une fissure

existante. Un autre modèle par éléments finis basé sur la notion de variable d'endommagement est utilisé pour simuler le délaminage dans les structures composites : il s'agit du modèle de zone cohésive (CZM). Ces deux approches vont être présentées au cours de cette section.

2.2.1 Méthode VCCT

L'approche présentée au cours de cette section est issue du travail d'Irwin et développée par Krueger [9]. La méthode VCCT est une approche énergétique utilisant la mécanique de la rupture afin de simuler la propagation d'une fissure déjà existante entre deux plis d'un stratifié. L'hypothèse réalisée pour introduire cette méthode est que l'énergie nécessaire pour ouvrir une fissure d'une distance a à $a + \delta a$ est la même que celle nécessaire pour la fermer d'une même distance $a + \delta a$ à a [9]. Au-delà des formules proposées par la mécanique de la rupture, Krueger [9] a introduit une formulation en termes de travail d'ouverture de fissure pour permettre le calcul des taux de restitution d'énergie de déformation. L'utilisation de la méthode VCCT appliquée à des modèles en 2D va être présentée ici. Néanmoins, il est possible de prolonger cette approche à des éléments solides 3D ou des éléments plaques.

Dans le cas d'un modèle 2D, la fissure de longueur a est représentée comme une discontinuité à une dimension par une ligne de nœuds. Ces nœuds appartenant respectivement aux surfaces supérieures et inférieures sont situés aux mêmes coordonnées mais ne sont pas connectés les uns aux autres : ils peuvent se déplacer librement. Les deux « bras » de l'éprouvette peuvent se déformer indépendamment et ainsi permettre à la fissure de s'ouvrir. La zone non endommagée est elle modélisée par un nœud unique pour les deux surfaces. Tout ceci est illustré ci-dessous à la figure 17.

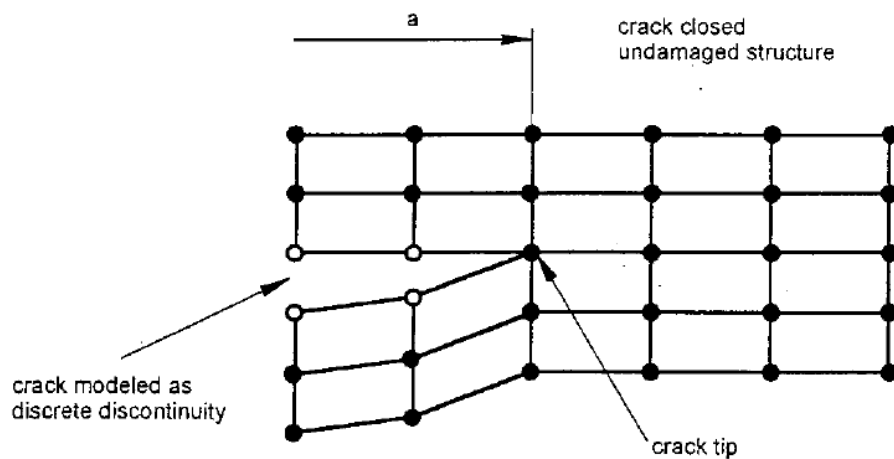


Figure 17: Maillage représentant l'ouverture de fissure pour la méthode VCCT [9]

Alors les composantes des modes I et II du taux de restitution d'énergie de déformation sont calculés de la manière suivante dans le cas d'éléments à 4 nœuds [9]:

$$\begin{aligned} G_I &= -\frac{1}{2\Delta a} Z_i (\omega_l - \omega_{l^*}) \\ G_{II} &= -\frac{1}{2\Delta a} X_i (u_l - u_{l^*}) \end{aligned} \quad (2.15)$$

où Δa représente la distance entre deux nœuds à la tête de fissure, X_i et Z_i les forces longitudinales et transversales au nœud i , ω_l et ω_{l^*} les déplacements transversaux au couple de nœuds précédant la tête de fissure, u_l et u_{l^*} les déplacements longitudinaux au même couple de nœuds précédant la fissure (voir figure 18). On retrouve bien la formulation du travail de la force appliquée au nœud en tête de fissure (force au nœud multipliée par le déplacement d'ouverture de fissure) divisé par la surface créée lors de l'ouverture de la fissure exprimée par $2\Delta a$ ($\Delta A = \Delta a.1$ en 2D). La validation de ces équations a été réalisée par Raju [54].

Il est donc possible de sortir les équations équivalentes dans le cas d'un modèle utilisant des éléments 2D à 8 nœuds [9] :

$$\begin{aligned} G_I &= -\frac{1}{2\Delta a} \left[Z_i (\omega_l - \omega_{l^*}) + Z_j (\omega_m - \omega_{m^*}) \right] \\ G_{II} &= -\frac{1}{2\Delta a} \left[X_i (u_l - u_{l^*}) + X_j (u_m - u_{m^*}) \right] \end{aligned} \quad (2.16)$$

où Δa représente la distance entre deux nœuds à la tête de fissure, X_i et Z_i les forces longitudinales et transversales au nœud i , X_j et Z_j les forces longitudinales et transversales au nœud j , ω_l , ω_{l^*} , ω_m et ω_{m^*} les déplacements transversaux aux couples de nœuds précédant la tête de fissure, u_l , u_{l^*} , u_m et u_{m^*} les déplacements longitudinaux aux mêmes couples de nœuds précédant la fissure.

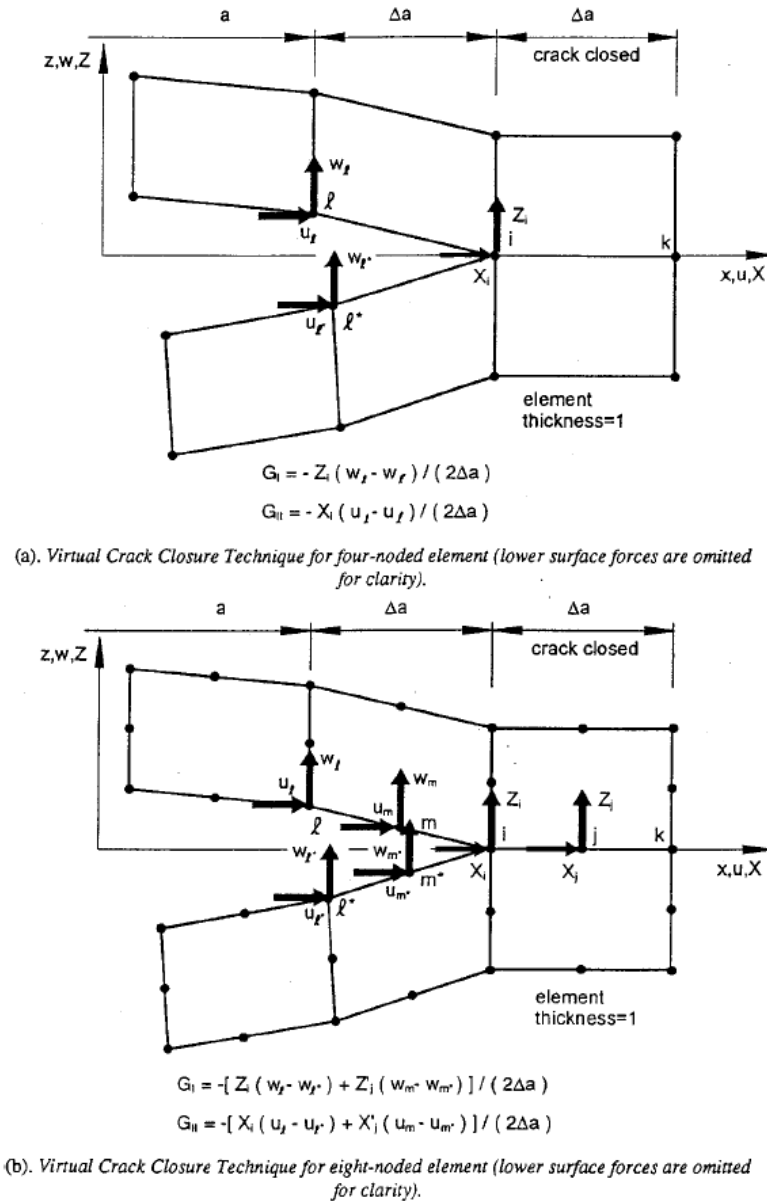


Figure 18: Représentation des forces et des vecteurs déplacements pour la méthode VCCT dans le cas d'éléments solides 2D à 4 et 8 nœuds [9]

Le processus de simulation est le suivant : La valeur de G_T est calculée, si celle-ci est inférieure à la valeur de G_C , la force appliquée est augmentée et le calcul recommence. Une fois que la valeur de G_T dépasse celle de G_C , la paire de nœuds coïncidents en tête de fissure est détachée pour simuler la propagation de la fissure d'une distance Δa . Le calcul est alors réitéré avec cette nouvelle longueur de fissure. Ce protocole est appliqué jusqu'à l'atteinte de la force voulue. Il est nécessaire de choisir un critère de rupture comme présenté précédemment afin d'évaluer la valeur de G_T en

prenant en compte les interactions entre les modes de rupture, comme le critère de Benzeggagh et Kenane [5].

L'approche VCCT est une méthode dont l'efficacité et la précision dépendent du maillage utilisé. Un maillage raffiné en tête de fissure est nécessaire afin de simuler une propagation progressive du délaminage. Un des avantages de cette technique réside dans sa capacité à éviter le problème de singularité en tête de fissure par l'utilisation d'une approche énergétique et non pas une approche en terme de contraintes. Cependant, la valeur du taux de restitution d'énergie critique G_C nécessite une grande quantité de données expérimentales afin d'utiliser ce modèle, ce qui en limite son intérêt. De plus, la méthode VCCT permet de simuler la propagation d'une fissure déjà existante et non pas son initiation du fait du calcul de déplacement au nœud précédant la tête de fissure. Le chemin de propagation a besoin d'être défini au préalable, ce qui limite l'utilisation de cette approche à des propagations de fissures stables entre deux plis. L'application à des structures complexes comme les matériaux composites à renforts tissés est plus complexe, notamment si l'on cherche à modéliser des méta-délaminations. Cependant des approches existent pour complexifier le chemin de propagation vers des chemins multidirectionnels mais celles-ci ne seront pas présentées ici.

2.2.2 Méthode CZM

Certains de ces problèmes ont poussé au développement de nouveaux modèles basés sur d'autres types d'approches. La mécanique de l'endommagement, par exemple, a donné naissance au modèle de zone cohésive (CZM) qui présente l'avantage de décrire l'amorçage et la propagation de fissures dans des structures composites complexes en présence de non-linéarités dues aux matériaux ou à la géométrie [55]. L'utilisation d'une variable d'endommagement permet de prendre en compte le comportement progressif et accumulatif de l'endommagement en utilisant des lois adoucissantes.

De manière générale ces lois sont définies à partir de deux paramètres indépendants pour chaque mode de rupture : ces couples de paramètres peuvent être la contrainte maximale et le taux de restitution d'énergie de déformation critique $[\sigma_{\max}; G_C]$ ou encore la contrainte maximale et le déplacement de séparation maximal à l'interface $[\sigma_{\max}; \delta_{\max}]$.

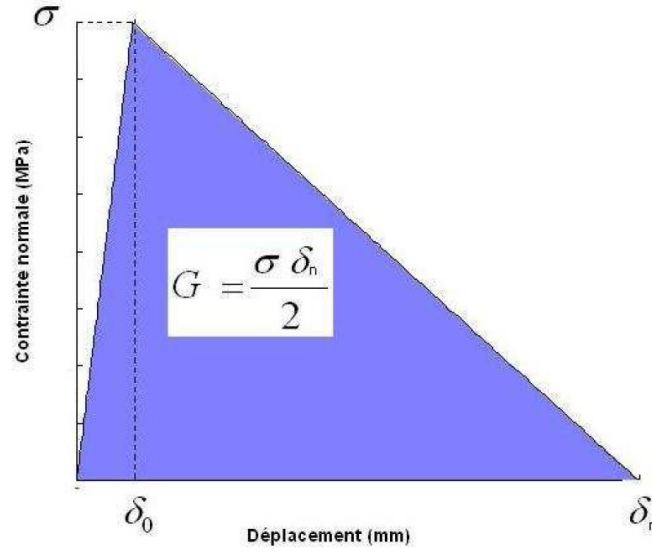


Figure 19: Loi de comportement de Crisfield [55]

La figure 19 ci-dessus illustre ce type de loi de comportement. Les paramètres présentés précédemment sont reliés par la relation suivante :

$$G_c = \frac{\sigma_{\max} \delta_n}{2} \quad (2.17)$$

avec δ_n correspondant au déplacement relatif pour lequel la contrainte est nulle et l'interface rompue. Le modèle CZM repose sur la gestion du comportement mécanique de l'interface. Celui-ci est décrit par des relations entre les déplacements normaux et tangentiels $[U_n; U_t]$ et les efforts normaux et tangentiels associés $[T_n; T_t]$.

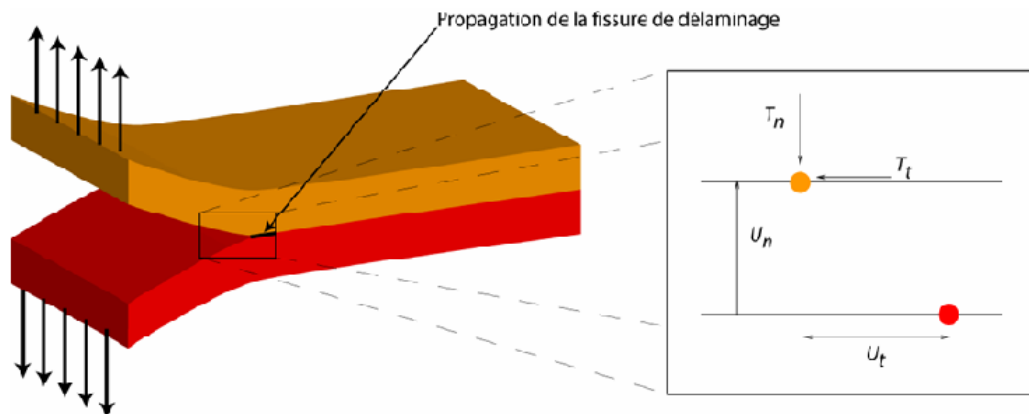


Figure 20: Comportement de l'interface dans le cadre de la loi de Crisfield [55]

Les deux points illustrés à la figure 20 représentent les points coïncidents réels qui constituent le front de fissure entre les deux plis. Dans le cadre du modèle CZM, ces deux points peuvent se déplacer l'un par rapport à l'autre ($[U_n; U_t]$) sous l'effet des efforts appliqués ($[T_n; T_t]$). En appliquant ensuite une loi de comportement comme celle présentée à la figure 19, les deux nœuds sont détachés l'un de l'autre si la valeur du taux de restitution d'énergie critique G_C est dépassée. La loi de Crisfield [56] est décrite par les équations de comportement mécanique suivantes :

$$\begin{aligned}
 T_n &= \sigma_{\max} \frac{U_n}{\delta_0^n} (1 - \lambda) \quad \text{si } U_n > 0 \\
 T_n &= \alpha_c \sigma_{\max} \frac{U_n}{\delta_0^n} \quad \text{si } U_n < 0 \\
 T_t &= \alpha \sigma_{\max} \frac{U_t}{\delta_0^t} \\
 \text{Avec } \lambda &= \frac{\delta_n}{\delta_n - \delta_0^n} \frac{\sqrt{\left(\frac{U_n}{\delta_0^n}\right)^2 + \left(\frac{U_t}{\delta_0^t}\right)^2} - 1}{\sqrt{\left(\frac{U_n}{\delta_0^n}\right)^2 + \left(\frac{U_t}{\delta_0^t}\right)^2}}
 \end{aligned} \tag{2.18}$$

avec α_i un paramètre empirique à définir et δ_0^i le déplacement observé entre les deux nœuds de l'interface lorsque la force normale ($i = n$) ou tangentielle ($i = t$) appliquée est maximale. λ représente la variable d'endommagement évoquée au début de cette section qui permet de prendre en compte l'accumulation de l'endommagement.

Les modèles de loi CZM introduisent l'idée d'une zone plastique à l'interface entre les deux plis considérés. Cette interface peut se déformer progressivement, assimilant ceci à l'accumulation de l'endommagement. La loi choisie montre la surface $[\sigma_{\max}; \delta_{\max}]$ à l'intérieur de laquelle la structure ne rompt pas. Dès que le comportement du matériau sort de cette zone, il y a ouverture de cette interface.

Cependant, cette approche regroupe un certain nombre de limitations : des difficultés numériques de convergence, des coûts de calculs élevés et la difficulté de définir des paramètres adaptés. Le modèle CZM se démarque notamment de l'approche VCCT dans le sens où il permet de mieux saisir le comportement ductile d'une structure du fait de cet aspect progressif de l'endommagement, alors que l'approche VCCT sera plus adaptée pour les comportements de rupture fragile.

2.3 Monitoring de l'état de santé par des techniques NDT: AE et DIC

La compréhension du comportement des structures composites passe par l'observation des différents mécanismes d'endommagement ayant lieu dans celles-ci. La présentation des différentes approches de modélisation de l'endommagement a aussi mis en avant la nécessité d'observer, de quantifier et de suivre *in situ* l'évolution de ces phénomènes d'endommagement. La prédiction de durée de vie des structures soumises à des chargements en fatigue passe donc clairement par des méthodes d'observation non-destructives permettant de caractériser l'endommagement. En aéronautique, ces méthodes trouvent leurs applications dans la surveillance des structures permettant d'anticiper la dégradation des structures critiques en vol. De nombreuses méthodes d'observation existent et ont évolué au cours des années, et certains auteurs ont répertorié ces différents travaux [57, 58] qui vont être présentés au cours de cette section.

2.3.1 Les différents domaines de surveillance de l'état de santé des structures

Le domaine du monitoring de l'état de santé des structures est un domaine vaste présentant une liste fournie de méthodes de suivi de l'endommagement. Les principales sont l'inspection visuelle, les méthodes optiques, l'inspection par ultrason, l'émission acoustique, les analyses par vibration, les techniques de corrélation d'image ou encore l'analyse des ondes de Lamb. Ce chapitre a pour but de présenter de manière concise les principes et limitations de ces différentes approches avant de se focaliser d'une manière plus détaillée sur l'émission acoustique et la corrélation d'image digitale.

Tout d'abord, on retrouve l'inspection visuelle qui est réalisée à l'œil nu et nécessite des pièces propres et suffisamment éclairées. Elle est restreinte à l'observation de défauts macroscopiques proches de la surface du matériau.

Ensuite, les méthodes optiques comme les méthodes de Moiré identifient des variations des propriétés de transmission des matériaux pour caractériser des changements intrinsèques à la structure. Les capteurs à fibre optique offrent la possibilité d'enregistrer les déformations et des variations de température dans les matériaux.

Parmi les méthodes de mesure de champ de déformation, on retrouve la shearographie ou la corrélation digitale d'image qui utilisent un spectre appliqué à une surface afin de mesurer des gradients de déplacement à l'aide de caméras. La différence d'image produite entre l'état au repos et l'état sous contraintes révèle des changements

dans le champ de déformation [58]. La description de la technique de corrélation d'image sera approfondie dans la section suivante.

La première approche utilisant l'émission d'onde pour caractériser l'endommagement est l'inspection par ultrasons. Un pulseur-récepteur émet des ondes dans le domaine des ultrasons directement à la surface de la structure dans des gammes de fréquence allant de 1 à 50 MHz. La réception de ces ondes permet de déterminer l'existence et la dimension de défauts. La technique C-scan utilise une émission d'onde à travers l'épaisseur pour déterminer la présence du défaut dans l'empilement. Ces techniques nécessitent l'utilisation d'un couplant comme l'eau (immersion totale) ou une graisse de silicone (application locale) pour s'assurer d'une bonne transmission des ondes ultrasonores. La méthode d'émission acoustique se démarque des autres techniques par émission d'ondes dans le sens où elle utilise seulement un récepteur qui enregistre les émissions venant de la rupture du matériau lui-même [59]. Les ondes enregistrées donnent de l'information sur le type d'endommagement subi par la structure. Cette approche sera approfondie au cours des sections suivantes.

La technique d'inspection radiographique à rayon X est très répandue pour la surveillance des matériaux isotropiques dans l'industrie. L'application aux matériaux composites est plus limitée du fait de la faible absorption des rayons X par ces matériaux. Un résultat typique d'application aux composites est proposé à la figure 21. Des techniques incluant des pénétrants ont été développées mais son utilisation reste limitée à certains cas spécifiques.

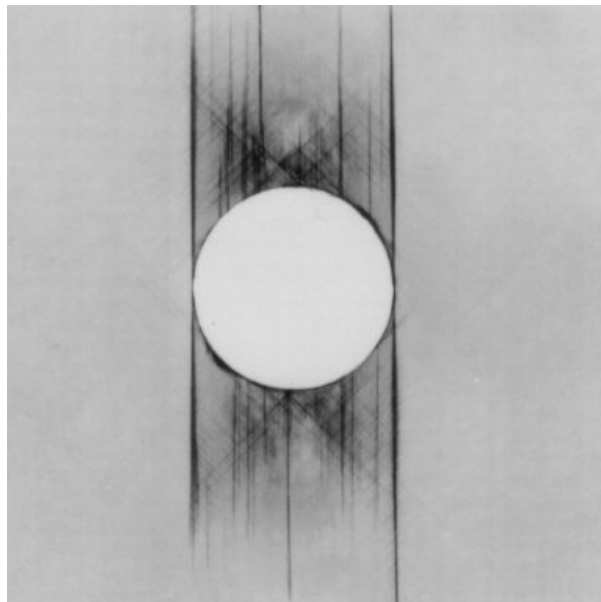


Figure 21: Radiographie à rayon-X d'un composite multidirectionnel à fibres de carbone dans le cas d'un chargement en fatigue de type compression-compression [57]

L'étude thermographique des surfaces des matériaux composites offre la possibilité de suivre la diffusion de l'énergie sous forme de chaleur dans la structure. Lorsqu'un matériau non homogène est étudié, la propagation de chaleur va rencontrer des zones de forte impédance créant des gradients de température et informant de la présence de défauts. Cette méthode est proportionnellement efficace à la quantité d'énergie apportée, ce qui signifie qu'il faut se méfier de l'endommagement thermique lors de son utilisation.

Pour finir, on retrouve l'utilisation des ondes de Lamb, qui décrivent les perturbations élastiques dans les directions parallèles à la direction de propagation et perpendiculaires au plan de la plaque. Ces ondes sont aussi appelées ondes de plaque. Ces ondes peuvent être étudiées comme un moyen d'observation indépendant comme le propose et décrit en détails Diamanti [57], mais elles peuvent aussi faire partie de l'analyse par émission acoustique car certaines émissions de la structure seront constituées de ce type d'ondes.

L'ensemble de ces méthodes de contrôle non-destructif nécessitent généralement la suppression d'une pièce de la structure, l'utilisation de capteurs volumineux ou de dispositifs expérimentaux particuliers. De plus, ils représentent des temps de manipulation et des coûts non négligeables. Par exemple, en aéronautique le coût d'inspection serait environ d'un tiers de celui de l'acquisition et de la mise en service d'une structure [57]. En outre, chaque approche apportera un type d'information particulier, et il apparaît nécessaire aujourd'hui de combiner ces méthodes afin de corréler et valider les résultats accessibles.

2.3.2 Détection de l'endommagement par émission acoustique

L'utilisation de techniques reposant sur l'émission d'ondes représente une des seules options permettant un suivi *in situ* de l'état de santé des structures composites. L'émission acoustique en particulier s'intéresse aux ondes élastiques qui sont émises par le matériau lors du mouvement ou de la croissance de défauts. Ces phénomènes d'endommagement entraînent un relâchement d'énergie élastique à l'intérieur de la structure [60]. Ces sources localisées d'énergie peuvent venir de différents types de mécanismes d'endommagement comme une fissuration de matrice, un délaminage ou une rupture de fibre [57, 59]. Or il semblerait d'après Pollock [61] que la quantité d'énergie relâchée soit directement reliée à la taille et à la vitesse du processus de déformation dans le matériau : ceci signifie qu'il est à priori possible d'identifier les différents modes de rupture ayant lieu dans le matériau à partir de leur signature acoustique, permettant ainsi d'améliorer la mesure de la sévérité de l'endommagement dans les structures. Un des avantages majeurs de l'inspection par émission acoustique est qu'elle permet d'inspecter l'intégralité d'une structure sans aucune intrusion dans le système en service. Pollock a

proposé une revue de littérature générale sur l'émission acoustique et ses techniques [61], et particulièrement une description des différents paramètres acoustiques utilisables afin de caractériser un signal acoustique associé à un phénomène d'endommagement.

2.3.2.1 Chaîne d'acquisition et traitement des signaux d'AE

Les ondes émises et enregistrées dans le cadre de l'émission acoustique sont des ondes mécaniques longitudinales et transversales dans le cas de plaques minces. Ces ondes peuvent se combiner pour former des ondes de Lamb qui ont été évoquées précédemment. La géométrie du matériau influence le type de propagation observé. En effet, dans le cas de plaques épaisses, on retrouve alors des ondes différentes appelées de surface comme les ondes de Rayleigh ou de Love [59]. Ces différentes ondes de propagation sont atténuées au cours de leur chemin dans le matériau par différents phénomènes comme la friction, l'absorption, la dissipation d'énergie dans le matériau lors de la rencontre d'une interface ou d'un défaut [34]. En outre, ces modes de propagation peuvent même changer au cours de la propagation de l'onde. Le caractère anisotrope des matériaux composites entraînent une variation de la vitesse de propagation des ondes en fonction de la direction de propagation. De nombreuses recherches portent sur l'établissement de courbes de dispersion, comme celle illustrée à la figure 22, mettant en évidence les différents modes de propagation et leurs vitesses respectives de propagation en fonction de la fréquence à laquelle elles se propagent. Ces courbes sont essentielles notamment pour l'application d'algorithmes de localisation et afin de comprendre le nombre de modes se propageant à une fréquence donnée [62]. Étant donné que l'onde captée est issue d'un phénomène d'endommagement, elle est unique et ne pourra être répétée : elle porte donc une information particulière concernant la vie du matériau.

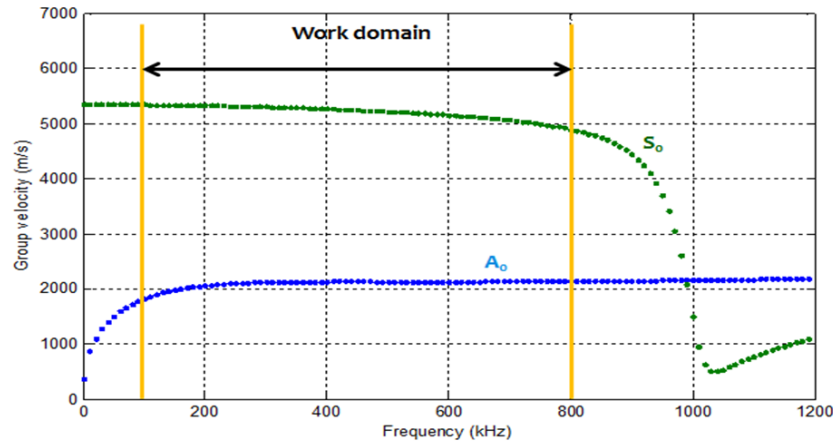


Figure 22: Courbe de dispersion d'un composite avec les deux premiers modes A_0 et S_0 issue du travail expérimental réalisé

La chaîne d'émission acoustique permettant la détection de ces ondes est constituée d'un capteur piézo-électrique qui permet la transformation de l'onde mécanique en signal électrique analysable. Ce type de capteur est plus sensible aux ondes longitudinales qu'aux ondes transversales. Ensuite, un amplificateur est utilisé afin d'obtenir une intensité électrique suffisante. Le signal est ensuite numérisé afin d'être étudié par ordinateur. Cette chaîne d'acquisition est illustrée à la figure 23.

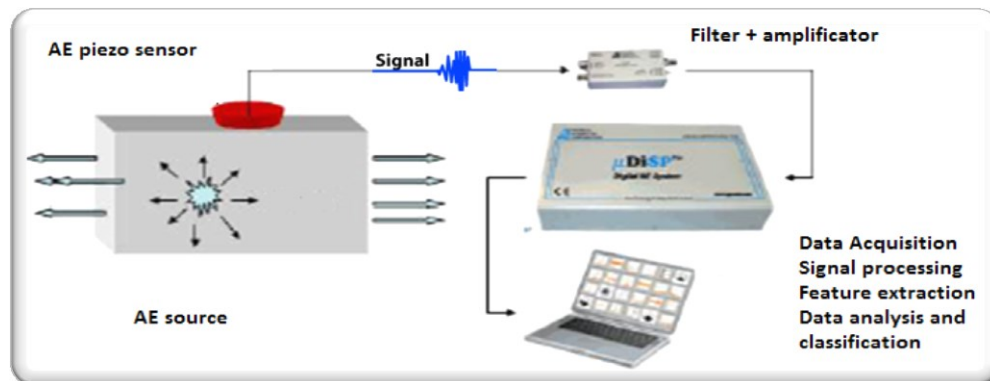


Figure 23: Principe de la chaîne d'acquisition d'émission acoustique [34]

Afin d'assurer une bonne transmission de l'onde mécanique dans le capteur piézo-électrique, l'utilisation d'un couplant est nécessaire. Il est d'usage courant d'utiliser une graisse de silicone afin de palier à la différence d'impédance acoustique entre le capteur et le matériau composite. Le capteur piézo-électrique a pour objectif de couvrir une large bande de fréquence en proposant une réponse homogène, tout en étant petit, robuste et facile à coupler à la structure [59]. Le type de réponse en fréquence d'un capteur à large bande est présenté à la figure 24.

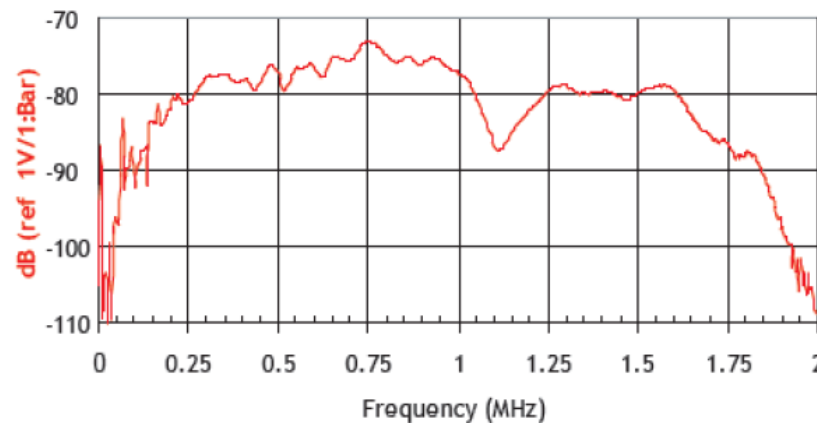


Figure 24: Profil de réponse en fréquence d'un capteur piézoélectrique large bande

Lorsqu'un signal capté dépasse une valeur appelée seuil, le système numérique enregistre pour une durée τ le signal. Ce paramètre est essentiel afin de s'assurer à la fois d'enregistrer toute l'information apportée par cet événement (τ assez long) et aussi de ne pas manquer l'enregistrement du signal suivant (τ pas trop long). La valeur seuil a pour objectif d'effectuer un premier filtrage des signaux en éliminant les signaux de trop faible amplitude. Ensuite, un filtrage fréquentiel est réalisé de manière à éliminer le bruit issu des signaux eux-mêmes, du système de mesure, etc. La qualité du capteur piézo-électrique est fortement dépendante du matériau céramique utilisé ainsi que de la surface de contact avec le matériau composite.

Une fois les signaux récupérés, ceux-ci peuvent être traités et classés à l'aide de paramètres acoustiques [61] comme le nombre de dépassement de la valeur seuil (nombre de comptes), l'énergie du signal, sa durée ou encore la fréquence moyenne du signal. Les paramètres importants existants sont décrits dans la figure 25 ci-dessous. L'amplitude maximale du signal est représentative de l'énergie de la source d'émission, et donc de l'endommagement généré. Le temps de montée ou la durée du signal donnent des informations concernant le mode de rupture mis en jeu. Les comptes cumulés renseignent sur l'accumulation des défauts présents.

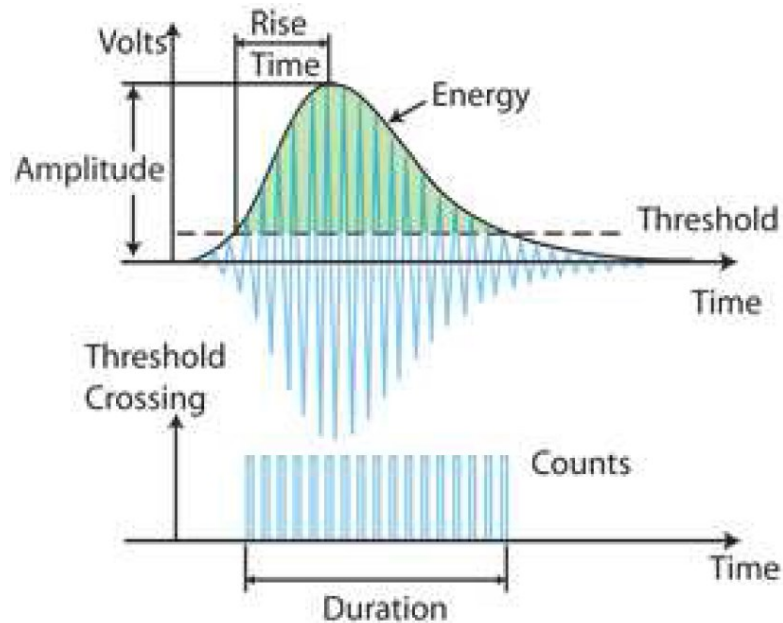


Figure 25: Présentation des principaux paramètres AE existants [34]

Le problème du bruit acoustique évoqué précédemment est un des handicaps majeurs de la technique d'émission acoustique. En plus du filtrage en amplitude (seuil) et du filtrage fréquentiel réalisé par l'amplificateur (filtre intégré), le système de traitement propose la possibilité de ne considérer que certains signaux dans une gamme de fréquence donnée caractéristique de certains modes d'endommagement que l'on veut considérer [34]. En plus, l'utilisation de capteurs de garde sera possible afin de ne même pas considérer certains événements ayant lieu à l'extérieur d'une géométrie déterminée. Cette option repose sur les algorithmes de la localisation par émission acoustique.

La classification des signaux d'émission acoustique est l'étape essentielle dans le but d'établir des moyens de prédire l'endommagement et la durée de vie de structures composites. Il existe différentes approches comme la classification par reconnaissance de formes qui permet de créer des groupes de signaux présentant des caractéristiques similaires par le biais d'algorithmes statistiques. Ce type d'analyse est communément appelé une analyse statistique multivariées. Une autre approche possible consiste à définir un ou plusieurs paramètres temporels ou fréquentiels qui seront corrélés afin d'obtenir de l'information au sujet des mécanismes de rupture : on parle d'analyse paramétrique conventionnelle. Pour finir, la dernière catégorie se focalise sur l'analyse des modes de propagation de l'onde et est appelée analyse acoustique modale. L'utilisation de paramètres acoustiques combinés pour développer de nouveaux paramètres indépendants est aussi possible [63], comme le rapport de l'énergie sur la durée du signal qui regroupe deux paramètres riches en information sur les modes de rupture.

Silversides et al. [34] a résumé des travaux ayant illustré l'association entre un mode de rupture donné, l'amplitude et la fréquence associée au signal correspondant. Les conclusions tirées sont récapitulées dans le tableau 1 ci-dessous.

Tableau 1 : Amplitude et fréquence des signaux d'émission acoustique associés aux différents mécanismes d'endommagement

Mode de rupture	Amplitude (dB)	Fréquence (kHz)
Fissuration de la matrice	40 - 60	130
Délamination	50 - 70	300
Rupture des fibres	70 - 100	700

Ces résultats sont à considérer avec précaution et leur variabilité en fonction du matériau est très importante. Ceci étant dit, ils permettent de développer un savoir-faire et améliore de manière significative le potentiel de corrélation des résultats par le biais de l'émission acoustique.

À l'aide de l'émission acoustique, il est possible de repérer l'initiation de l'endommagement comme aucune autre technique d'observation NDT (Non-Destructive Technique) ne le permet, de corréler des paramètres acoustiques avec une propriété macroscopique du matériau, et d'identifier les modes de rupture dans l'échantillon. Cette approche nécessite cependant beaucoup de matériel et un dispositif expérimental parfaitement contrôlé afin de limiter les influences de paramètres extérieurs par le biais de bruits par exemple. Le choix d'une approche de discrimination des résultats sera nécessaire afin de se donner un critère d'initiation de l'endommagement.

2.3.2.2 L'émission acoustique appliquée à la fatigue des matériaux composites

Depuis les années 1970, de nombreuses recherches ont été menées afin d'associer les signaux d'émission acoustique obtenus avec les mécanismes mis en jeu. En particulier pour les matériaux composites, la recherche sur l'émission acoustique a été très active du fait du grand nombre et de la complexité des mécanismes d'endommagement mis en jeu dans ces matériaux.

Avec un suivi de l'émission acoustique en fatigue, certains paramètres apportent des informations plus spécifiques. Par exemple, certaines expériences ont mis en évidence une corrélation entre la pente du taux de comptage et la durée de vie en fatigue d'un échantillon. Il a aussi été observé qu'une chute de la compliance pouvait être associée à une augmentation du nombre de comptes cumulés. Généralement, on observe

que l'intensité des émissions acoustiques diminue avec le nombre de cycle jusqu'à la rupture où une forte émission acoustique peut être enregistrée [59].

Silversides et al. [34] ont proposé un critère d'initiation de l'endommagement dans un matériau composite en utilisant un critère de variation de pente brutale de l'énergie acoustique au cours d'un essai de fatigue. Ils ont avancé que chaque variation significative de pente dans la courbe d'énergie peut être associée à un phénomène d'endommagement. Bourchak [64] a aussi proposé une corrélation entre l'énergie acoustique et l'évolution de l'endommagement dans des échantillons CFRP sujets à des essais de fatigue tension-tension. Pandita [19] a lui utilisé l'amplitude des signaux d'émission acoustique pour évaluer l'évolution de l'endommagement dans le cas de tissés à fibre de verre sous chargements de fatigue. Des corrélations plus complexes ont pu être proposées, notamment par Silversides et al. [34] qui a lié cette même énergie acoustique enregistrée avec une mesure de mécanique de la rupture comme la mesure de la taille de la fissure. La confirmation de résultats similaires en utilisant d'autres techniques de mesures non-destructives (C-scan, mesure de rigidité résiduelle, mesure de résistance électrique) a permis de valider ces corrélations [34, 64, 65].

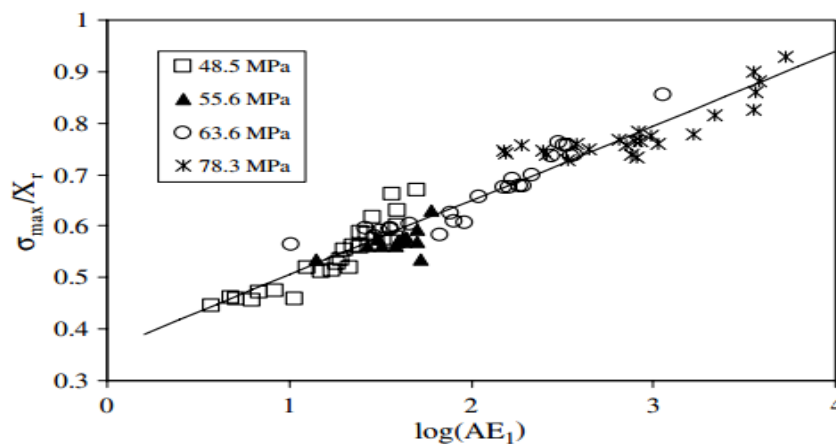


Figure 26: Relation entre l'inverse de la résistance résiduelle normalisée par rapport à la contrainte maximale et le logarithme du paramètre AE étudié dans le cadre du modèle de Philippidis [66]

Des modèles basés sur des paramètres acoustiques ont été développés, notamment par Philippidis [66] qui propose une approche pour évaluer la dégradation de la résistance en cisaillement dans un composite unidirectionnel en se basant sur l'observation du nombre de comptes. La figure 26 illustre le modèle obtenu qui prédit la résistance résiduelle du matériau. Caprino [67] a entrepris un travail similaire pour prédire la rupture en fatigue de tissés fibres de verre soumis à de la flexion quatre points, en utilisant la résistance résiduelle et le nombre de comptes comme paramètre.

Un des avantages de l'émission acoustique est qu'elle permet la détection de phénomènes microscopiques d'initiation de l'endommagement qui seront toujours antérieurs à la plupart des techniques non-destructives conventionnelles [34]. Ainsi l'émission acoustique permet de repérer les tous premiers signes d'un endommagement naissant. De plus, cette technologie offre la possibilité de fournir de l'information sur la localisation de la source acoustique. La technique de localisation par émission acoustique est un champ de recherche à part entière, et de nombreux algorithmes ont été développés pour fournir des solutions aux différentes situations rencontrées, de la plaque isotropique avec vitesse de propagation des ondes connue jusqu'aux plaques anisotropes sans information sur les propriétés mécaniques. Kundu [68] a présenté une revue de littérature de ces différents algorithmes qui sont aujourd'hui implémentés dans la plupart des systèmes de monitoring par émission acoustique.

2.3.3 Techniques de corrélation d'image: principes, avantages et limitations

La technique de corrélation d'image (en anglais, Digital Image Correlation, DIC) fait partie de la catégorie des mesures de champ présentées précédemment. Un résumé de la méthode a été présenté par Vanlanduit [69]. Cette méthode permet de mesurer le champ de déplacement en 3D ainsi que le champ de déformation à la surface de l'échantillon observé à l'aide de deux caméras placées de part et d'autre de l'échantillon avec un angle d'arrivée d'environ 30°. Ce montage est illustré à la figure 27.

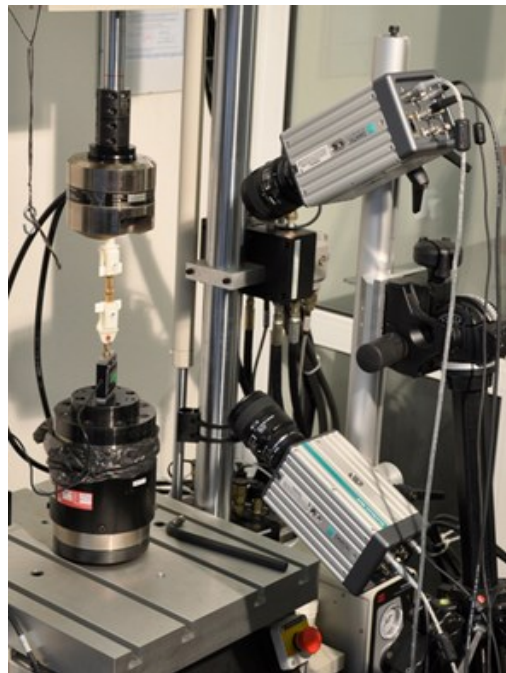


Figure 27: Montage DIC

Ces caméras vont enregistrer et comparer des photos à différents moments de la durée de vie d'une pièce pour un chargement identique afin d'évaluer la variation du faciès observé. Pour commencer, un schéma aléatoire tacheté doit être appliqué sur la surface étudiée. C'est à l'aide de ce motif que les caméras vont être capables de comparer des petits déplacements. Plus le motif sera fin, plus la précision de mesure possible sera grande. Le motif à appliquer est des points blancs sur un fond noir, qui peut être réalisé à l'aide d'une peinture noire classique et un spray aérosol blanc. L'exécution d'un motif de qualité est essentielle car lors de la calibration du système de mesure, celui-ci pourra ne pas reconnaître le motif si ce dernier n'est pas assez fin. Ce motif aléatoire doit ressembler à celui de la figure 28 ci-dessous.

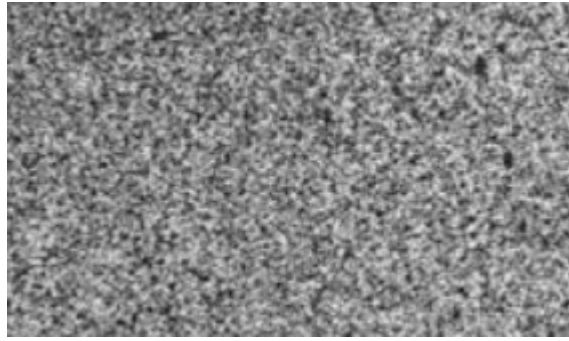


Figure 28: Motif typique de DIC

Dans le cas d'éprouvettes de matériaux composites, il est important de s'assurer que le motif peut être considéré comme physiquement attaché à la surface. Pour ça, il faut vérifier la rugosité de la surface de l'éprouvette sur laquelle la peinture est appliquée. Si la surface est trop lisse, la peinture risque d'être indépendante du matériau en formant une couche de surface.

Au cours de l'essai de fatigue, un nombre donné N d'images va être pris à différents moments T au cours de la vie du matériau. Pour un temps T donné, N images $I_{T_j+i\Delta t}(x,y)$ sont prises à N temps équidistants $I_{T_j+0\Delta t}, \dots, I_{T_j+(N-1)\Delta t}$. La procédure DIC propose de corrélérer la première image de la séquence enregistrée (image de référence) avec chacun des $N-1$ images suivantes prises $I_{T_j+i\Delta t}(x,y)$ avec $i=1, \dots, N-1$. En utilisant la relation suivante :

$$I_{i\Delta t}(x,y) = I_{0\Delta t}(x+u_i, y+v_i) \quad (2.19)$$

L'objectif de l'algorithme d'évaluation DIC est de calculer ces valeurs de déplacement u_i et v_i pour toutes les valeurs de i [70]. Une procédure en 4 étapes est proposée pour résoudre ce problème :

- Les valeurs brutes de déplacement u_i et v_i sont calculées à partir de la matrice de corrélation établie lors de la calibration. Ensuite, les $N-1$ images $I_{i\Delta t}(x, y)$ avec $i = 1, \dots, N-1$ sont décalées de $-u_i$ pixels horizontalement et $-v_i$ pixels verticalement.
- L'algorithme de corrélation (pattern matching method) qui sera détaillé ultérieurement est appliqué aux images décalées pour obtenir des valeurs de déplacement sub-pixels u_i^{sub} et v_i^{sub} .
- La taille de l'image est réduite en séparant en quatre parties les images. Les sous-images sont alors décalées en utilisant les valeurs de déplacement déterminées précédemment.
- Ces étapes sont répétées de manière cyclique jusqu'à que l'image atteigne une taille prédéfinie.

L'algorithme DIC dont il est question à l'étape 2 permet d'évaluer les déplacements sub-pixels par maximisation de la corrélation entre les deux images, que ce soit dans le domaine spatial ou fréquentiel suivant les auteurs. La qualité du champ de déplacement calculé est fortement dépendante de la fonction d'interpolation utilisée dans cette méthode par corrélation. Une alternative appelée méthode de corrélation de phase existe et présente des caractéristiques plus robustes pour de grands déplacements.

Considérons deux images $I_{i\Delta t}(x, y)$ et $I_{0\Delta t}(x, y)$. En utilisant le théorème de la transformée de Fourier on obtient :

$$\Phi I_{i\Delta t}(\omega_x, \omega_y) = \exp[-i(u_i \omega_x + v_i \omega_y)] \Phi I_{0\Delta t}(\omega_x, \omega_y) \quad (2.20)$$

Avec ΦI qui représente la DFT de l'image I . A partir de cette équation il apparaît qu'un plan linéaire est composé par l'évaluation de l'angle de la fonction de transfert à différentes fréquences (ω_x, ω_y) .

$$\theta(\omega_x, \omega_y) = \angle \frac{\Phi I_{i\Delta t}(\omega_x, \omega_y)}{\Phi I_{0\Delta t}(\omega_x, \omega_y)} = [-i(u_i \omega_x + v_i \omega_y)] \quad (2.21)$$

Par conséquent les valeurs de déplacement u_i et v_i peuvent être obtenues en calculant le fit du plan linéaire $\hat{\theta}$ à travers les angles de phase.

A partir de ces résultats de champs de déplacement, le DIC va permettre d'évaluer les champs de déformation et donc d'établir de l'information sur certains paramètres mécaniques du matériau. Cependant, il est important de reconnaître que le DIC présente le désavantage d'étudier le comportement du matériau en surface. L'influence d'un défaut sera d'autant plus prononcé que celui-ci se situera au niveau de la surface de l'échantillon. Cela signifie aussi que ce n'est pas la rigidité intégrale qui est mesurée, il faut donc être conscient des hétérogénéités des matériaux composites avant de tirer des conclusions sur le comportement du matériau étudié.

Au cours d'un essai statique, les images sont prises à des intervalles réguliers lors du chargement. Dans le cas de chargements en fatigue, il se pose la question de l'intervalle d'enregistrement. Certains auteurs enregistrent une image à chaque fois que la charge appliquée est la charge maximale. D'autres sélectionnent des images de manière ponctuelle de façon à reconstruire une sinusoïde de fréquence plus basse [71], comme présenté à la figure 29. Finalement, il est aussi possible de séparer le chargement en fatigue en blocs de chargement, chaque bloc présentant une phase de charge statique pendant laquelle la mesure par DIC peut être réalisée [28].

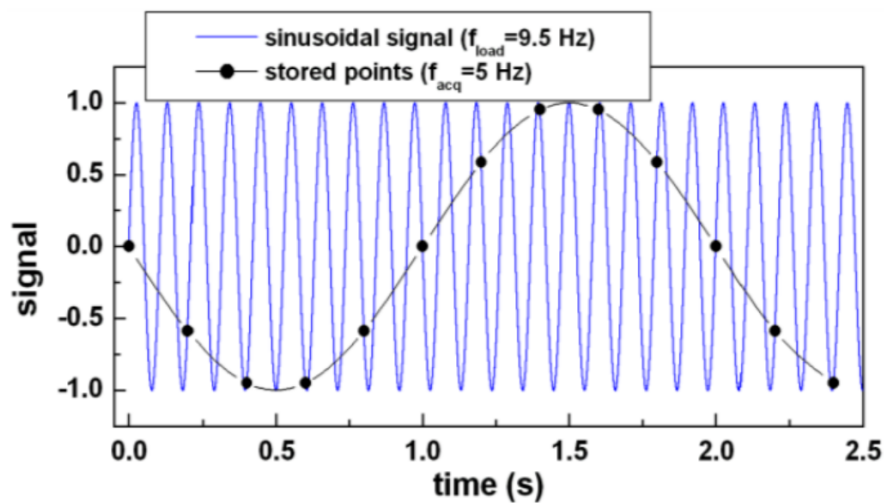


Figure 29: Choix possible d'enregistrement DIC par rapport au spectre de chargement en fatigue

2.3.4 Approches hybrides existantes

Les méthodes de surveillance et de détection non-destructives présentées tout au long de cet état de l'art, et plus particulièrement l'émission acoustique et la technique de corrélation d'image, présentent chacune certaines possibilités mais aussi certaines limitations. Il est souvent difficile de valider un résultat expérimental fourni par une seule de ces méthodologies d'observation, et c'est pourquoi de récentes recherches se sont penchées sur l'utilisation combinée de plusieurs méthodes d'observation non-destructives dans le but de contre-valider des résultats expérimentaux et ainsi améliorer la fiabilité des conclusions tirées. L'association de critères de fatigue phénoménologiques basés sur la rigidité résiduelle obtenue par mesure de corrélation d'image avec d'autres techniques d'observation non-destructives comme l'émission acoustique [72-76], les techniques thermographiques [44, 73, 74] ou encore l'analyse par rayon-X [44, 73, 75] ont mené à des travaux proposant une alternative aux modèles d'endommagement progressifs classiques.

2.4 Conclusion et objectifs

Les mécanismes d'endommagement rencontrés en fatigue dans les matériaux composites sont particulièrement nombreux et complexes. Ils suivent généralement un scénario précis au cours duquel ils peuvent interagir entre eux, entraînant une accumulation de l'endommagement pouvant mener à la ruine de la structure. La complexité de ces mécanismes est particulièrement importante dans le cas des composites tissés. La connaissance de ces mécanismes et la capacité de prédiction de développement de l'endommagement sont nécessaires dans le but d'être capable d'utiliser ces matériaux de manière sécuritaire en aéronautique. Lors de leur fabrication, ces matériaux peuvent être endommagés par des impacts d'outils ou des défauts d'empilement. Il est donc intéressant de se focaliser sur l'étude de pièces contenant un défaut artificiel inséré simulant ce défaut de fabrication. Le comportement de ces pièces soumises à des efforts de fatigue apportera des informations spécifiques sur l'initiation de l'endommagement dans la région du défaut. Différents types de modèles existent, certains permettent de prédire la durée de vie en fatigue d'un matériau par le biais de courbes S-N. D'autres donnent une variable d'endommagement permettant de quantifier l'accumulation de l'endommagement. Cette variable d'endommagement peut être reliée soit à la chute d'une propriété mécanique, soit à l'observation d'un paramètre d'endommagement comme la taille d'une fissure dans le cas des modèles les plus récents. Des approches numériques ont aussi été développées afin de prédire la propagation de fissures dans ces matériaux et quantifier l'accumulation de l'endommagement par le biais de ces modèles.

Le suivi de l'état de santé des matériaux composites passe par des méthodes d'observation non-destructives, qui se doivent d'être non-intrusives afin d'avoir une observation *in situ* du matériau. Le monitoring par émission acoustique permet d'enregistrer les relâchements d'énergie générés par la création de défaut au sein de la structure, alors que la technique de corrélation d'image permet d'établir le champ de déformation à la surface du matériau. La combinaison de ces techniques d'observation peut permettre d'obtenir des informations sur l'état d'endommagement de la structure.

Les travaux réalisés au cours de ce projet de maîtrise ont eu pour but d'établir une approche expérimentale de prédiction de l'initiation du délaminage dans la région du défaut artificiel inséré en utilisant les deux moyens d'observation cités ci-dessus, le monitoring par émission acoustique et la technique de corrélation d'image.

Tout d'abord, des essais statiques de tension ont été réalisés afin de définir la gamme de contraintes à utiliser pour les essais de fatigue. Ensuite, des essais de fatigue ont été menés, suivis par émission acoustique et corrélation d'image, afin d'établir des seuils d'initiation de l'endommagement et la chute de la rigidité. Il a ensuite été question d'isoler les seuils d'endommagement observés avec les mécanismes d'endommagement mis en jeu, ainsi qu'isoler l'endommagement issu du défaut artificiel. La difficulté

principale de ces deux dernières étapes résidait dans l'établissement d'un protocole de classification des signaux d'émission acoustique et de traitement des données brut du champ de déformation proposé par le DIC. Finalement, l'objectif était d'établir des courbes S-N représentant l'initiation de ces différents mécanismes d'endommagement observés, proposant ainsi une succession de seuils croissants d'accumulation de l'endommagement dans la structure. En parallèle, il était question de développer un modèle de quantification de l'endommagement basé sur une variable d'endommagement prenant en compte le phénomène du délaminage, mécanisme critique sur lequel voulait se concentrer ce projet de recherche.

CHAPITRE 3 RÉSULTATS DES TRAVAUX

L'ensemble des travaux proposés au cours de ce projet de maîtrise sont référencés dans cette section. Pour commencer, une méthodologie des essais expérimentaux réalisés sera présentée. Le corps principal des résultats se trouve dans l'article proposé à la section 3.2, soumis à la revue scientifique *Structural Health Monitoring*. Dans celui-ci, il sera possible de trouver notamment les protocoles des essais de fatigue réalisés. Le contenu du travail numérique, qui n'a pas été intégré à l'article, sera présenté à la section 3.3. Le travail réalisé au cours des stages MITAC de ce projet sortant légèrement du cadre du mémoire, son contenu sera proposé en annexe de ce document.

3.1 Méthodologie d'essais expérimentaux

Pour commencer, des essais statiques en tension ont été menés afin de définir les gammes de contraintes à utiliser pour les essais de fatigue. Ces essais ont été suivis par émission acoustique afin de définir un seuil d'initiation de l'endommagement en statique. Les contraintes maximales pour les efforts de fatigue ont alors été sélectionnées de manière à être légèrement inférieures à cette valeur d'initiation statique.

Deux types d'essais de fatigue ont été réalisés, tous deux de type tension-tension. Le premier est un essai de fatigue standard qu'on appellera essai A, constitué d'une montée statique à la contrainte moyenne autour de laquelle la contrainte va osciller, puis d'un nombre de cycles N de chargement cyclique. Cet essai a pour but de permettre le monitoring par émission acoustique de l'activité d'endommagement du matériau. Le deuxième type d'essai de fatigue B sera constitué d'une succession de blocs de fatigue comme celui de l'essai A. Ceci permettra de faire les mesures par la technique de corrélation d'image lors des phases statiques de chargement. Lors de chaque début de bloc, 30 photos seront prises permettant ainsi de faire une estimation de la chute de la rigidité en chacun de ces moments de la durée de vie globale du matériau.

Ces essais ont été réalisés à deux fréquences de chargement distinctes, 7 Hz et 15 Hz. Les valeurs des différents paramètres utilisés pour les essais sont présentées dans l'article directement.

3.2 Article: modélisation de l'initiation de l'endommagement par une approche hybride d'émission acoustique et de corrélation d'image

3.2.1 Avant-propos

Le contenu principal du chapitre 3 est composé d'un article soumis à la revue scientifique *Structural Health Monitoring*. Une copie de la lettre de confirmation de soumission est jointe en annexe de ce rapport. Cet article présente l'approche expérimentale de suivi de l'endommagement par émission acoustique et corrélation d'image utilisée au cours de ce projet de maîtrise afin de prédire l'initiation du délaminage au niveau du défaut artificiel inséré dans les éprouvettes de test utilisées.

État de l'acceptation :

Original manuscript, Manuscript ID : SHM-15-008.

Titre français :

Caractérisation de la propagation de délamination en fatigue issue d'un défaut artificiel inséré dans un matériau composite tissé par l'utilisation d'une approche hybride combinée de monitoring.

Auteurs et affiliations:

P. L.Braisaz-Latille, N. Kanouni and A. Maslouhi
Département de Génie Mécanique
Université de Sherbrooke, Sherbrooke, Québec
J1K 2R1, Canada

Résumé:

L'objectif principal de cette étude est d'évaluer l'influence d'un défaut artificiel inséré sur la durée de vie en fatigue d'un matériau composite tissé. Cet article propose une approche hybride permettant le monitoring de l'initiation du délaminage et la quantification de la chute des propriétés mécaniques du matériau au cours de sa durée de vie en fatigue. Des échantillons standards ont été fabriqués avec un défaut artificiel créé en insérant un morceau de téflon dans le plan moyen de l'empilement du matériau

composite. Ces échantillons ont été soumis à un chargement de fatigue de type tension-tension et suivis en parallèle par émission acoustique (AE) et corrélation d'image (DIC). Au cours du chargement cyclique, l'endommagement et l'initiation du délaminage ont été suivis par détection d'ondes élastiques émises par le matériau lors de la création de fissures, alors que la dégradation de la rigidité du matériau est quantifiée par des méthodes DIC. Les courbes S-N de durée de vie en fatigue ont été générées en exploitant les données AE associées à l'initiation du délaminage. Un modèle prédictif de durée de vie en fatigue basé sur une approximation log-linéaire a pu être établi. De plus, les résultats du monitoring des propriétés mécaniques enregistrées par DIC ont servi à évaluer la chute de la rigidité dans les échantillons tissés. Cette dégradation des propriétés mécaniques a pu être corrélée au développement de la fissuration de matrice et à la propagation de la délamination au cours du chargement en fatigue.

3.2.2 Article sous sa forme manuscrite

Characterization of fatigue delamination growth from embedded flaw in plain weave composites by using a hybrid monitoring approach

Paul Braisaz-Latille, Nassim Kanouni and Ahmed Maslouhi
Department of Mechanical Engineering
Université de Sherbrooke, Sherbrooke, Québec
J1K 2R1, Canada

Author to whom correspondence should be addressed.

Email: Ahmed.Maslouhi@usherbrooke.ca

Tel: 819 821 8000, poste 61241

Fax: 819 821 7163

Abstract

The main objective of this study is to assess the influence of manufacturing flaws on the fatigue life of plain weave composites. The paper proposes combined and complementary approaches for delamination onset monitoring and quantification of the loss of mechanical properties during fatigue loading. Standards test coupons with an artificial delamination, created by inserting Teflon film at mid-plane of the layup, were tested in real time by using Acoustic Emission (AE) and Digital Image Correlation (DIC) under tension-tension cyclic loading. During mechanical cycling, the damage and delamination onset was monitored by detecting elastic waves emitted by cracks formation while the loss of stiffness of the material was quantified by DIC techniques. The fatigue life curves have been generated by exploiting AE data associated with delamination initiation and a predictive fatigue model, based on log-linear straight-line assumption, was derived. Furthermore, the results of mechanical properties monitoring by DIC technique were used to quantify the stiffness degradation of the plain weave coupons. The mechanical properties degradation has been correlated to matrix crack's development and to delamination extension during fatigue loading.

Keywords

Embedded flaws, Fatigue, Crack growth, Delamination onset, Acoustic Emission Monitoring (AEM), Digital Image Correlation (DIC), Stiffness degradation, Fatigue life.

Introduction

The safe use of composite materials in aircraft structures depends greatly on the development of reliable failure criteria to ensure an optimal design of critically loaded structural parts. However, the prediction of the fatigue life of the structure and detailed knowledge of their behavior under mechanical loading and environmental exposure should be based on the understanding of their damage mechanisms at the microscopic scale [11, 31, 77-78]. The complexity of damage mechanisms has prevented the establishment of a general failure criterion relating to the fatigue damage generation in composite materials [79]. Damage growth in fabric composite materials, especially under fatigue loading, is complex because fabric weft and warp strands are interconnected with each other [21]. Under fatigue loading, matrix micro cracks occur within plies and macroscopic damage, such as delamination, grows between warp and fill within the composite [12]. In general, fatigue damage extends with applied load cycles as accumulative complex damage process and dissimilar types of damage may interact concurrently: fiber-matrix debonding, matrix cracking, interlaminar delamination or fiber failure [2, 33]. These failure mechanisms emerge at specific stages of the fatigue lifespan [80] as illustrated in figure 30. The increase in crack density causes a loss of global stiffness and composite strength and, eventually, the final failure of the laminates. Due to the complexity of the structure of the textile composites and the non-uniformity of mechanical properties, the fatigue behavior of fabric composites is not fully understood. A review of the advances in fatigue of composites has been published recently by Wicaksono [81].

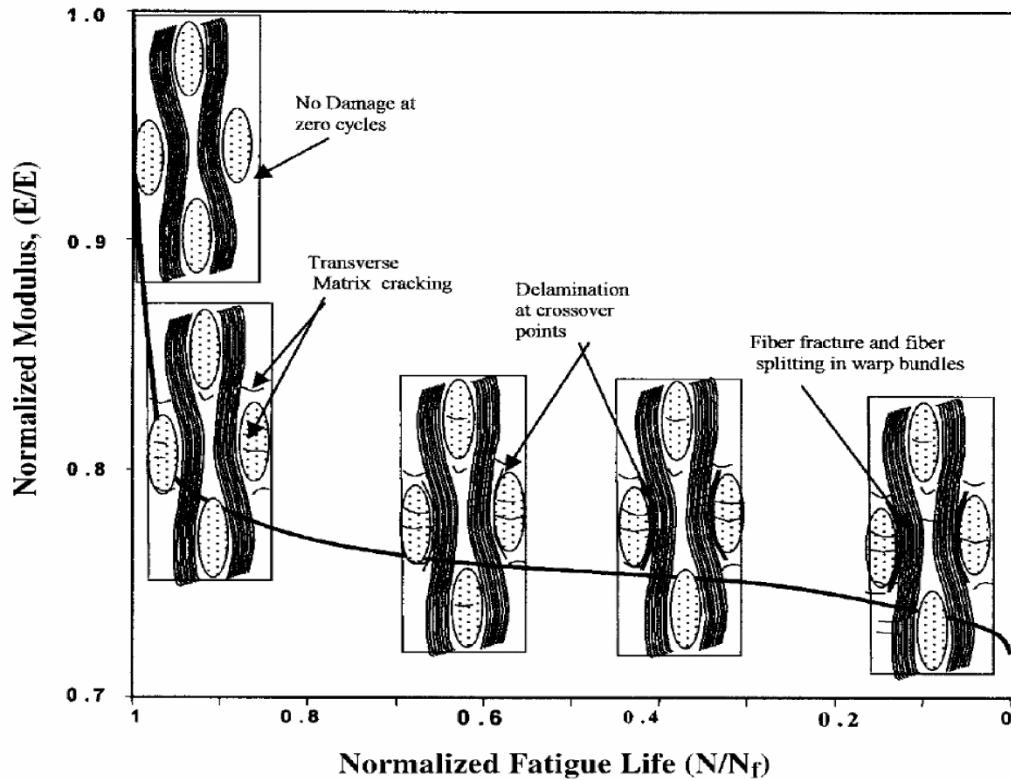


Figure 30: Schematic representation of damage development with stiffness degradation during fatigue life of a woven composite material [21]

The integration of composite materials in aerospace load bearing structures, made it necessary to find an effective way to assess the fatigue life and to fully understand fatigue damage behavior in these materials. Talreja and Reifsnider [1, 77] were among the leaders in the advancement of damage mechanics modeling. Degrieck and Van Paepegem [31] classify the existing prognostic models related to fatigue damage failure criteria in three principal categories: total life based models, criteria based on residual mechanical macroscopic parameter or phenomenological models, and progressive damage models taking into account a specific damage mechanism. The first category is based on S-N fatigue curves and allows empirically establishing comprehensive models of the fatigue lifetime with no consideration of the prevailing damage mechanisms [79]. The main disadvantage of such fatigue life models is their dependency on large amounts of experimental data [31]. The second category assesses the degradation of a macroscopic parameter such as stiffness or residual strength in order to develop a global evolution law [21]. Finally, progressive damage models correlate a damage variable with a measure of the damage extent, such as matrix cracking as presented in Beaumont et al. [82], or fiber-matrix shear debonding and fiber failure in Zhou et al. [83].

Furthermore, it is well admitted that among the difficulties in designing with composites is the significant alteration of mechanical properties resulting from the

presence of flaws. Composites may contain flaws able to generate early failures under fatigue loading [16]. What is the repercussion of the presence of flaws on the reliability of the composite structure? What is the method to use to reliably predict the fatigue life based on flaw propagation? Here are two questions that need to be addressed to ensure safe design of composite structures. These issues raise a lot of challenges for designers and researchers. Studies of flawed coupons to represent damaged structures started in the early eighties [29, 84]. Gurdal et al. [29] applied anisotropic elasticity and the normal stress ratio theory to study crack growth from elliptical notches, sharp cracks and circular holes in unidirectional composites submitted to static loading. Dharani et al. [84] proposed an analytical model to determine displacement and stress distributions in a unidirectional composite with broken fibers forming an embedded planar crack normal to the fibers and the loading. The authors concluded that a crack perpendicular to the applied load tends to first extend at the center of its straight edges to attain a circular shape. In parallel to theoretical studies, many experimental results related to mechanical behavior of unidirectional composite, containing artificial flaws had been reported in the literature, in which fatigue testing was used in concert with non-destructive evaluation (NDE) to investigate the damage accumulation process. Early results associated to flaw criticality in composites, reported by Yeung et al. [85], demonstrate that the damage state that develops in the laminate under cyclic loading is controlled by a complex local stress state which is dependent on the flaw in the constrained ply and anisotropic properties. Nondestructive techniques were used to monitor the progressive development of damage throughout the fatigue life and to evaluate its effect on fatigue response of the laminates [86]. To the authors' knowledge, few studies have focused on determining the fatigue lifetime that corresponds directly to the onset of the inserted flaw growth, and no results have been reported in the literature related to how the flaw growth affects the local stiffness property of plain weave composites.

As an alternative approach to classic physic based damage modeling, this study combines two health monitoring techniques to determine fatigue life curves and to estimate stiffness degradation for plain weave composites. Acoustic emission (AE) is among a few methods that possess the potential for continuously detecting the occurrence and growth of damage and possibly quantifying damage in a structure under service conditions [34]. Acoustic emission (AE) signals are related to the movement and growth of damage in materials which generates elastic stress waves by releasing elastic energy stored in the material [34]. Instead of detecting discontinuities in the material such as ultrasonic inspection or laser ultrasonics do, AE detects micro-failures associated with the fiber, matrix cracking, interface damage and macroscopic delamination [28, 57, 59]. The amount of detected AE signal energy is strongly correlated to elastic energy released within composites by damage evolution processes [61]. A major benefit of AE monitoring is that it allows the whole structure to be assessed non-intrusively during in-service loading, in addition to detecting damage earlier than any other technique. The

second monitoring technique applied in this work is the digital image correlation (DIC) technique. This method relies on the comparison between a reference photograph of the loaded specimen captured by two individual cameras and the same photograph taken while the sample withstands deformations. The algorithm compares the two distinct digital pictures thanks to the speckle random pattern applied previously on the coupon and gives in and out-of-plane displacements and in-plane strains of the surface by calculating the displacement field through cross-correlation functions. An overview of the method and the DIC algorithm is proposed by Vanlanduit et al. [69].

This paper investigates the use of a hybrid monitoring approach based on acoustic emission technique and Digital Image Correlation [73] to generate fatigue life curves (S-N) related to fatigue damage onset and also to quantify the degradation of mechanical properties as a function of fatigue life. Damage monitoring by acoustic emission will provide a fatigue life curve associated with damage onset appearing in the coupons related to matrix cracking and fatigue life curve associated with the propagation of embedded artificial flaws. Finally, the DIC monitoring will help to assess the stiffness reduction due to the propagation of embedded delamination under fatigue cycling. More specifically, this study will focus on assessing the stiffness degradation in the artificial embedded flaw region, in opposition to the global stiffness degradation of the material, giving an outlook never proposed in the literature.

Experimental procedures

Materials and fatigue spectrum loading

The material tested was a plain-weave (0/90) carbon fiber reinforced epoxy laminate prepared as an 8 plies laminate of stacking sequence $[40, 0, -45, 90]_s$, with dimensions of $304.8 \times 76.2 \times 1.62 \text{ mm}^3$. Test coupons with an artificial flaw created by embedding a Teflon tape in the lay-up between $(-45, 90)$ layers with dimensions $12.7 \times 12.7 \text{ mm}^2$, centered in the coupons, were used. The location and the dimension of the flaw were provided by the partners of this project. The location in the layup was chosen due to the highest difference of angle between the two plies $(-45, 90)$, supposed to induce maximum shear stress between the plies. The dimension was meant to represent a real flaw that can be encountered in coupons. The coupons were repeatedly subjected to the block of axial stress history following two different types of spectrum loads. Figure 31(a) shows test protocol A, which is referred to the continuous tension-tension fatigue loading with AE monitoring of the coupons under constant amplitude cycling until total failure. Figure 31(b) shows test protocol B representing a series of applied loading blocks of 30 000 to 50 000 cycles each, depending on the maximum load applied. In each block, the load amplitude is kept constant. AE monitoring is performed continuously and DIC images were taken after unloading the specimen and during the static loading of the

actual block program load. Both tests were load-controlled using an MTS servo hydraulic testing machine. A total of 12 coupons, six with no flaw (NF) and six with flaw (WF), were tested under static loading whereas 17 WF coupons were tested under fatigue cycling at a stress ratio R of 0.1 and at frequencies 7 and 15 Hz. All the details concerning the testing planning are given in table 2.

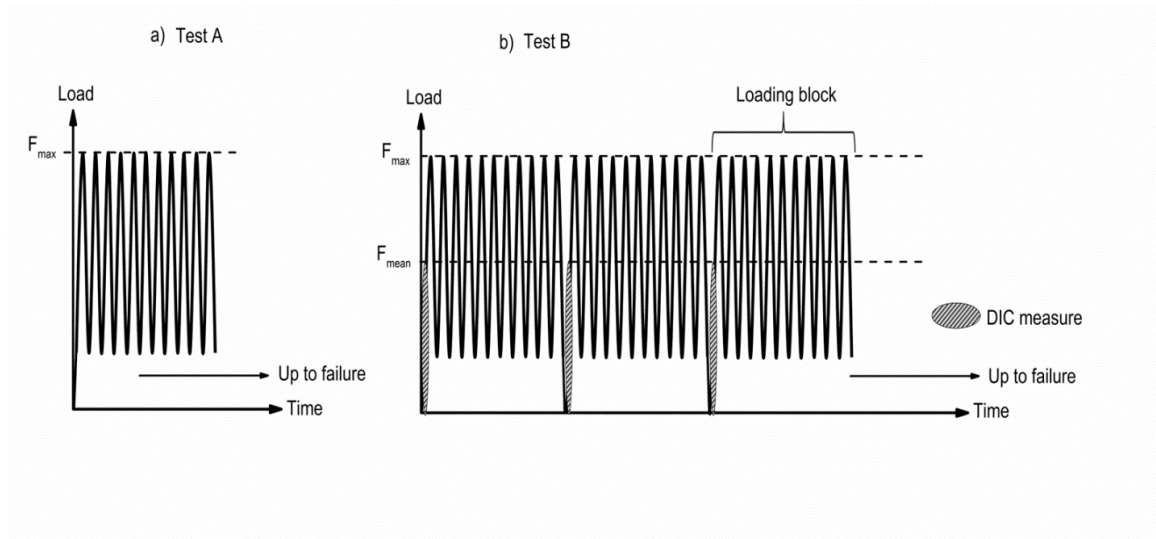


Figure 31: Loading strategies for tension-tension fatigue tests (a) loading spectrum A and (b) loading spectrum B

Table 2: Samples and loading characteristics used during static and fatigue tests

Testing	Static loading		Fatigue loading with $R = 0.1$			
Frequency			7 Hz		15 Hz	
Sample types	No Flaw (NF)	With Flaw (WF)	WF		WF	
Spectrum loading type			A	B	A	B
Number of samples	6	6	9	2	5	1
Maximum fatigue load (%UTL)			53, 59, 64.7, 70.6	59, 64.7	53, 59, 64.7	59
Number of cycles per loading block				30 000 - 50 000		30 000

Acoustic emission monitoring

In order to acquire acoustic emission waves generated in the composite specimens under static and fatigue testing, a Physical Acoustic system (PAC) was used. This system shown in figure 32 includes two different AE sensors from PAC. Each sensor is connected to a preamplifier that transmits analogic signals to an eight-channel acquisition and treatment unit (μ DISP). The AE signal data are therefore gathered and stored digitally on a computer. The signal processing, feature extraction, data management and manipulation are performed by using *AEWin Post* software. After each test, the AE signals were further analysed using Noesis Software (Envirocoustics S.A.). The first piezoelectric sensor HD2WD is a miniature one that has a large frequency band between 330 KHz and 1.8 MHz. The second one is the WD piezoelectric sensor characterised by a large frequency response band up to 1 MHz, which have a maximum sensitivity between 125 KHz and 450 KHz. As illustrated in the figure 32(b), each of the two sensors is attached to the coupon at the same distance of 40 mm from the artificial embedded flaw position, which is centered on the coupon. Both are mounted on the specimen using silicone grease as acoustic coupling and clamped by aluminum fasteners. The selected AE monitoring detection parameters were identical for static and fatigue testing, except for the threshold value. It was chosen equal to 50 dB for static testing and 75 dB for fatigue loading. A higher threshold value has been selected in order to avoid the recording of the noise induced by the dynamic testing machine and to overcome the noise generated during fatigue testing related to opening and closing of cracks. Otherwise, the selected sampling rate was 5 MHz and the system timing parameters were set at 800 μ s for hit definition time (HDT), 200 μ s for peak definition time (PDT) and 1000 μ s for hit lock-out time (HLT). A filtering interval between 100 kHz and 2 MHz was chosen. The same experimental conditions were adopted for all tests and putty was used on the grips and around tabs in order to minimize noise. The experimental setup is illustrated in figure 33.

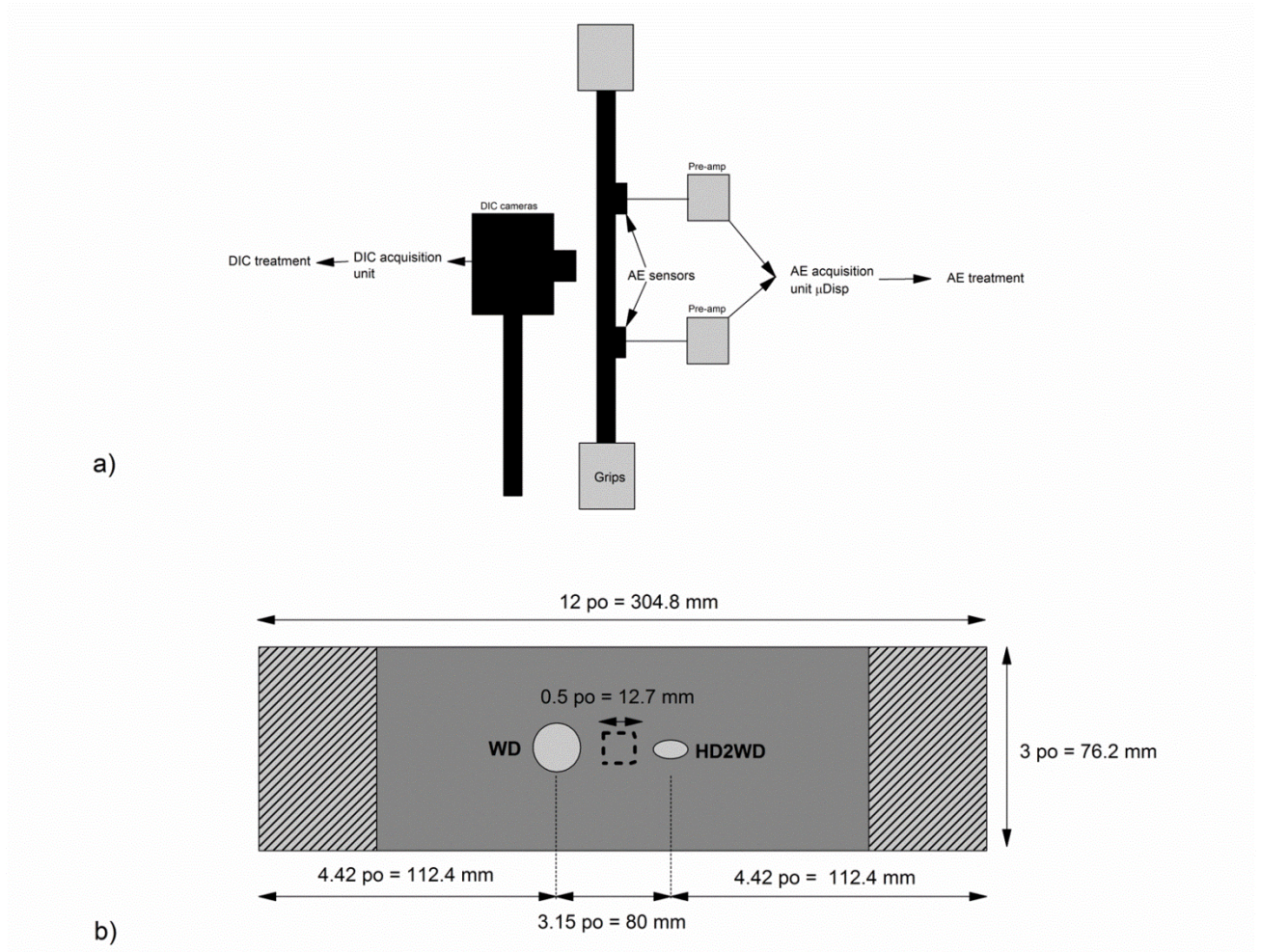


Figure 32: Experimental setup: (a) Fatigue damage monitoring by AE and DIC techniques. (b) Position of sensors around the embedded flaw and coupons dimensions

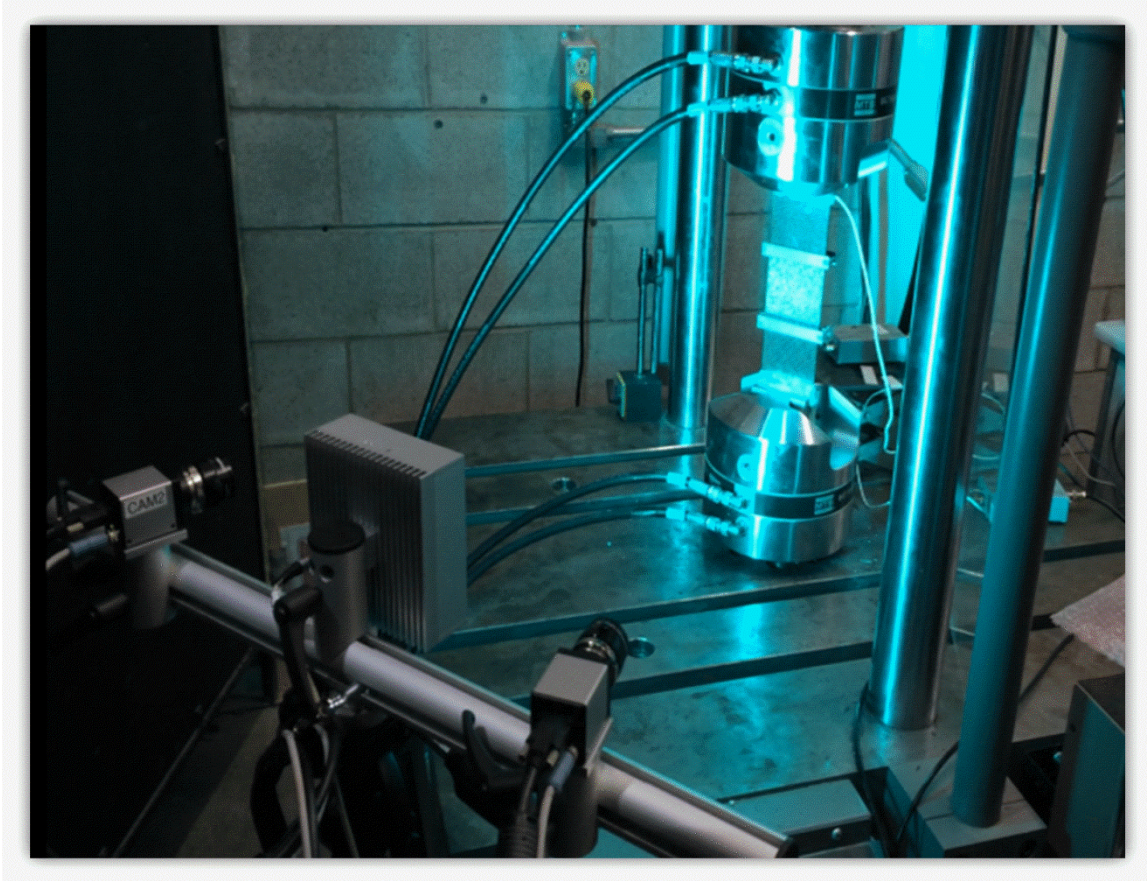


Figure 33: Photography of the experimental setup

Digital image correlation monitoring

A Dantec Dynamics Q-400 with 3D digital correlation capabilities was used to measure full-field displacements and to compute in-plane strains on the surface of composite specimens under loading. This system is an optical measuring instrument which can be used for non-contact and three-dimensional analysis of displacements and strains by comparing series of images captured at various levels of static loading. For displacements and strains mapping, a $76.2 \times 60 \text{ mm}^2$ random paint pattern was applied to the specimen surface centered on the artificial embedded flaw. The sensor of the cameras has a shutter speed in a range of $47 \mu\text{s}$ to 67 s , and a frame rate up to 30 Hz . The displacement measuring sensitivity is 10^{-5} of the field of view, whereas the strain measuring sensitivity is up to 0.01% . A reference picture is taken by the two cameras when no load is applied. Combined with another one under loading, the system can calculate by using a correlation algorithm the in-plane strains or any displacements in the field of view of the specimen. During mechanical cycling, the damage onset is monitored by acoustic emission technique while the global mechanical degradation of the material is evaluated using digital image correlation. In this investigation, the DIC measurements

were taken during static phases of loading of each fatigue block according to figure 31(b). Every block of DIC measure is independent of the other, and allows access to data at different specific number of cycles. The number of measure (e.g. number of blocks) varies from a specimen to another depending on its fatigue life. The digital correlation system gives access to longitudinal, transversal and shear strain. It is possible to calculate different macroscopic mechanical properties such as the effective stiffness or the Poisson ratio ν at different times during the fatigue life of the specimen.

Results and discussion

Damage onset threshold determination by AE under static loading

Both (NF) and coupons with embedded flaws (WF) were subjected to preliminary quasi-static tension tests to determine the static strength of the composite, and also to determine the applied stress levels from which the coupons generate acoustic emission waves. These stress values define the “acoustic emission threshold” indicating the onset of matrix and interface micro-failures in the laminate. Figure 34 presents the evolution of the cumulative AE counts versus the normalized load applied during static tensile loading for all tested specimens. Cumulative AE count curves tend to increase exponentially with increasing static load, and follow a similar growth trend for all twelve coupons. However, the rate of growth is different for each coupon.

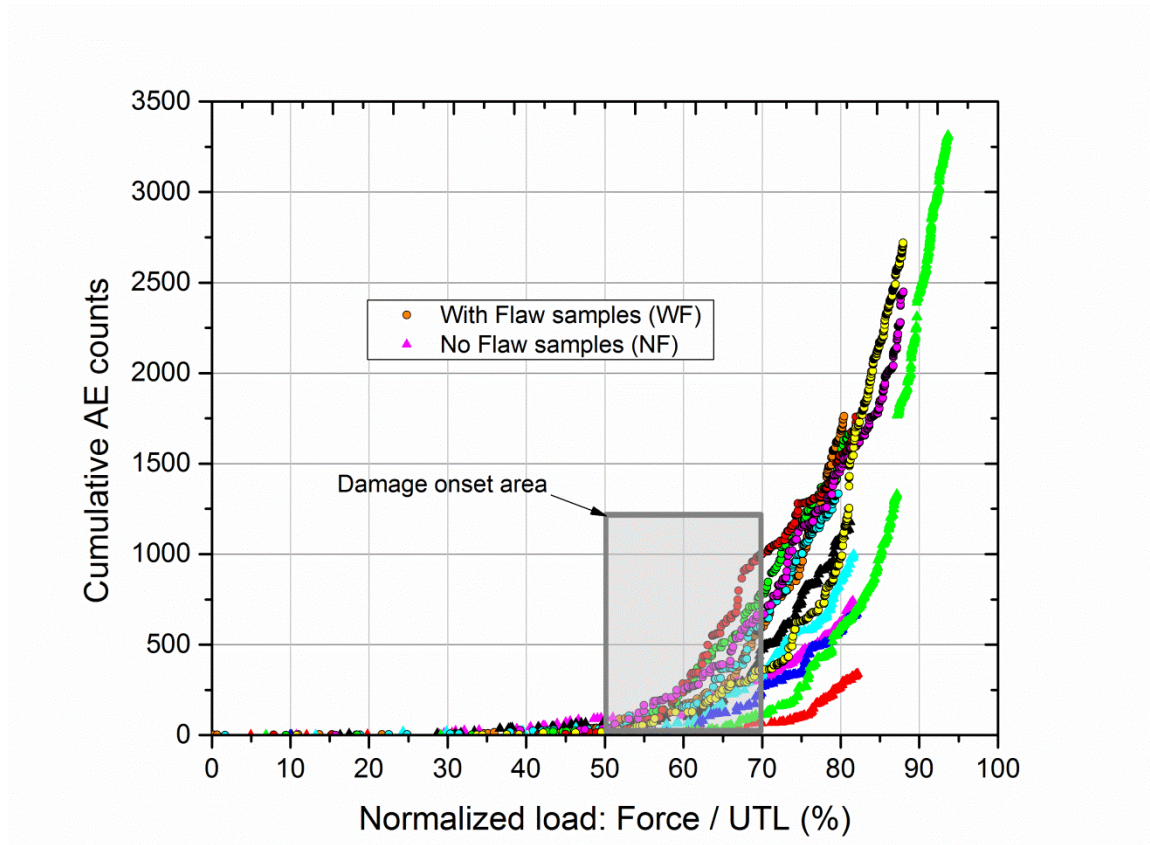


Figure 34: Cumulative counts versus the normalized load levels for six flawless (NF) and six flawed (WF) coupons

A range of threshold loads corresponding to damage onset is identified for every tested coupon. The load versus displacement curve representing the normalized failure levels and the static damage onset points is plotted in figure 35. Few differences can be observed between the failure points of samples with flaw (WF) or without flaw (NF). However, the load range for the damage onset is slightly different for the specimens containing embedded flaws (WF), spreading from 53.19% to 61.46 % of UTL, whereas a 58.23% to 70.79% of UTL range is observed for NF samples. The static damage onset threshold appears earlier with a flaw because the stress field is modified by its presence, inducing stress concentrations around the flaw. Figure 35 displays a no damage zone, in which no acoustic emission activity was detected under static loading. The normalized loading range spreading from 53.19% to 70.79% of UTL was defined as damage onset zone for both unflawed and flawed coupons. The last zone, corresponding to damage growth zone, appears at between 70.79% and 102.19% of UTL and corresponds to high growth rates of damage. The results shown in figure 35 identify accurately; i) the loading region without damage generation in unflawed and flawed composite coupons; ii) the

load levels that were associated with the creation of micro-failures in the composite, very likely related to transverse matrix cracking and fiber-matrix interface failure; iii) the load interval promoting damage propagation associated with macroscopic interface failure and finally, the final rupture load levels of composite coupons, which is characterized primarily by fiber breakage.

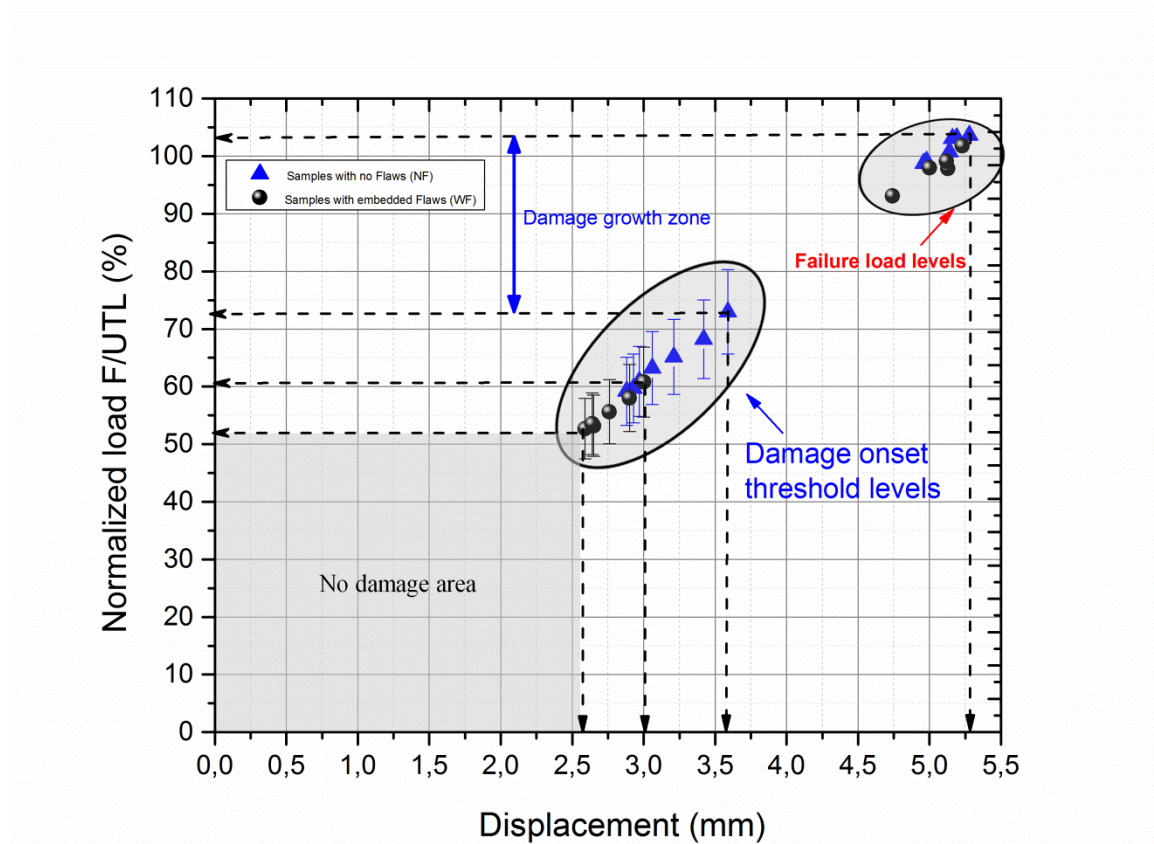


Figure 35: Identification of the threshold associated to damage onset plain weave under static loading

S-N fatigue curves generation associated to the damage onset by AE monitoring

The results of load-controlled 7 Hz and 15 Hz fatigue tests on plain weave coupons are shown by figures 36 and 37. These figures exhibit the evolution of AE cumulative counts versus fatigue life ratio N/N_f expressed in percentage, for applied constant normalized load defined at 53.19%, 59.10%, 65.01% and 70.92% of UTL. N_f represents the critical fatigue cycle at which the coupon reaches the final fracture and N represents the actual number of fatigue cycle. N_f is then different for each coupon. The acoustic emission data haven't been recorded during all the fatigue life for certain coupons because of the amount of data. Figure 36 shows the cumulative AE counts

distribution recorded by WD sensor versus fatigue life for 7 Hz loading case. At about 300K cycles, corresponding to 6% of fatigue life ratio of sample PNL50-SP1 (Panel 50 specimen 1), there is gradual rise in cumulative count distribution curve while the fatigue cycles increase. The final failure of coupon PNL50-SP1 occurs at 5000 K cycles. Concerning the other samples, figure 36 and 37 show that fatigue life ratios corresponding to the damage onset were contained in a specific range despite the difference of fatigue loads, frequency and the number of cycles to failure. This range was defined around 0 % to 20 % of fatigue life ratio N/N_f and the corresponding AE activity is inferred to be principally due to matrix cracking with some contribution of fibre-matrix interface damage occurring at the edges of coupons. The slope variation of the AE activity illustrates a change in the state of damage of the material [34]. The amount of AE data seems inversely proportional to the fatigue loading, probably because the behaviour of the coupon is different. A more ductile behaviour is observed, giving time to the damage to develop and recording more damage events in the structure. Increasing the loading level generates earlier AE activity in terms of number of cycles N which corresponds to earlier onset of damage in the material from one loading level to a higher one.

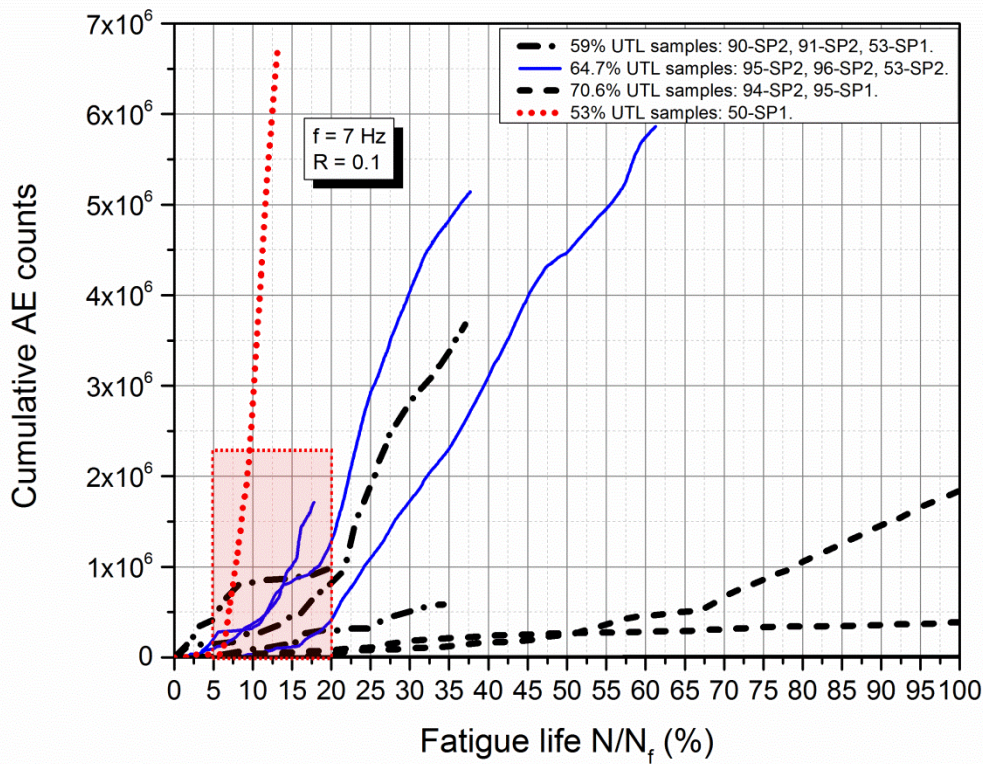


Figure 36: Cumulative AE counts versus fatigue life for 7 Hz test A samples

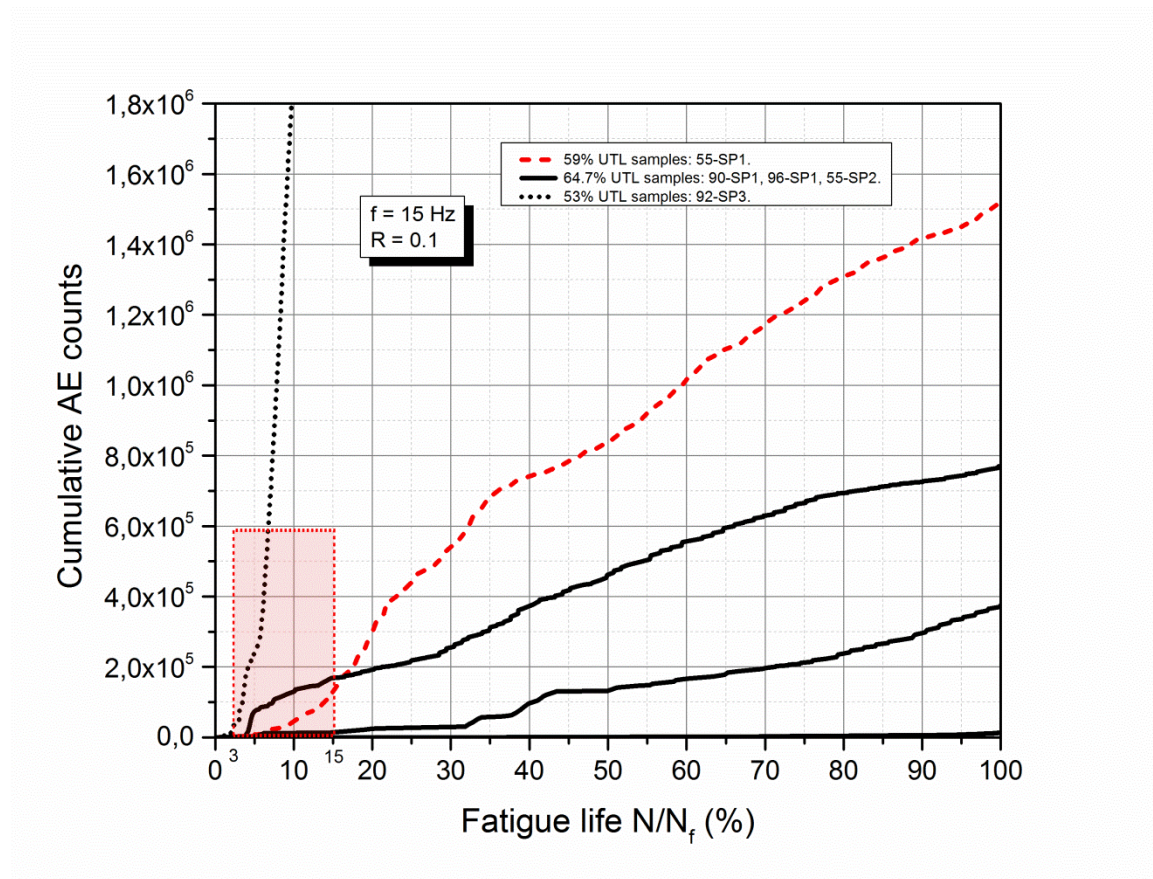


Figure 37: Cumulative AE counts versus fatigue life for 15 Hz test A samples

As described previously, there are three dominating damage mechanisms along the fatigue life of a plain weave carbon epoxy laminate: matrix micro-cracking, macroscopic delamination cracking and fiber breakage [21]. It has been observed by several investigators that acoustic emission signals emitted by fiber breakage are higher in frequencies and also are characterized by shorter time duration than those generated by either matrix cracking or macroscopic delamination. Depending on plain weave plies arrangement and damage circumstances, macroscopic delamination can generate AE waveforms which are characterized by long time durations and low/intermediate frequencies range. During fatigue testing, it was noted that edge micro delamination was observed after the first few thousands cycles. The periodic rubbing between surfaces created by edge delamination can generate repetitive AE emissions that are not associated with real damage.

In order to emphasize AE signals that are associated with the propagation of embedded artificial delamination, a filtering procedure based on the signal duration and frequencies of AE signals was developed. This AE data filtering method helps to reduce the matrix of fatigue data by eliminating data associated with noise induced by fatigue

crack opening and closing. It appears that macroscopic delamination is characterized by AE signals that possess long time durations, greater than 75 μs , and have maximum frequencies contained between 100 KHz and 450 KHz. The data filtering approach was applied as illustrated in figure 38.

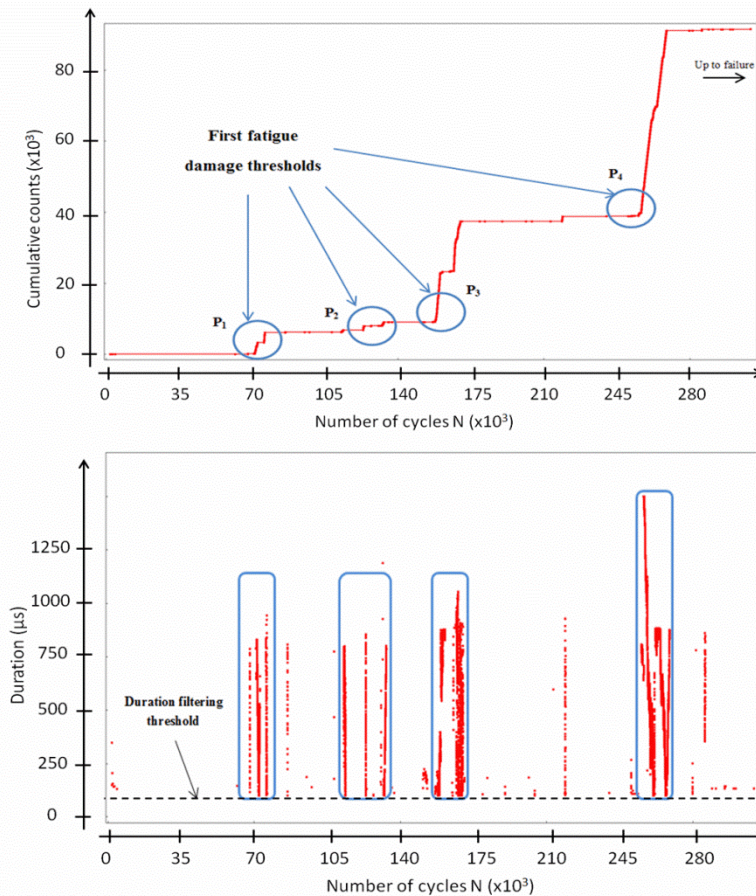


Figure 38: Identification of damage onset thresholds based on using (a) counts level cumulative values and (b) distribution of duration of AE signal versus number of cycles

Thanks to the use of AE filtering, damage onset and delamination onset thresholds have been identified, serving to generate fatigue life S-N curves. Predictive fatigue models (P1, P4, and coupon failure) based on log-linear straight-line assumption, were derived as shown by figures 39 and 40. The S-N curve denoted by P1 represents the AE fatigue life thresholds identified at 9% of fatigue life ratio N/N_f for 7 Hz testing and 15% of fatigue life ratio N/N_f for 15 Hz testing, obtained by performing cycling tests on respectively 9 and 5 coupons at 53.19%, 59.10%, 65.01% and 70.92% of the ultimate tensile load. The P1 fatigue curve is correlated with matrix intra-yarn cracks appearing essentially in 90° yarns and also with interplay delamination created at the free edges of

the coupons. The data filtering process exhibits a similar behaviour between 7 and 15 Hz fatigue tests concerning this P1 curve. The S-N curve denoted by P4 (50% of fatigue life ratio N/N_f), represents the fatigue life curve which was associated with the macroscopic delamination onset generated by an inserted artificial flaw. The parallelism observed between P1, P4, and coupon failure curves in 7 and 15 Hz testing illustrates the damage accumulation mechanism. Figures 39 and 40 show fatigue life intervals defined between P1 and P4 threshold curves, which indicate the stages of matrix damage accumulation and delamination propagation in the coupon. These results were confirmed by ultrasonic C-scan imaging and DIC measurement performed on some selected coupons as will be presented in the next section.

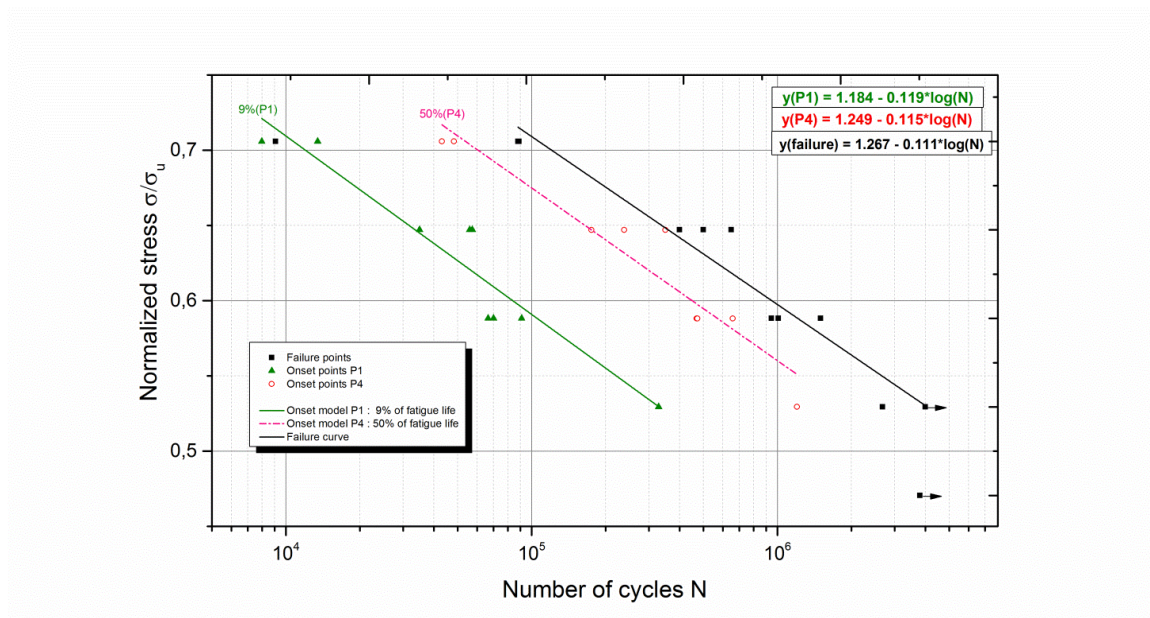


Figure 39: S-N fatigue curves obtained by using AE data and failure data generated at 7 Hz

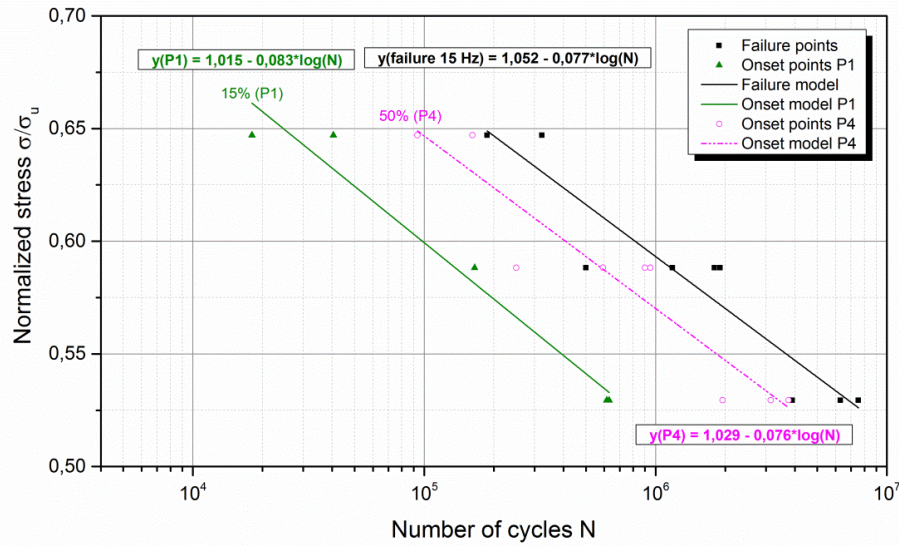


Figure 40: S-N fatigue curves obtained by using AE data and failure data generated at 15 Hz

Assessment of stiffness degradation by digital image correlation

Fatigue tension-tension test protocol B (figure 31(b)) was carried out on 3 coupons at $F_{\max}/UTL = 59.1\%$ in order to monitor the stiffness degradation through fatigue life at two different cycling frequencies, namely 7 and 15 Hz with $R=0.1$. The stiffness ratio E/E_0 obtained by DIC monitoring and strain mapping was plotted versus the fraction of fatigue life as illustrated in the figure 41. As observed in the literature [21], the stiffness degradation under fatigue loading follows similar pattern as shown in figure 42 for sample PNL92-SP2. Stiffness degradation occurs in three stages. At the beginning and near the end of fatigue life, stiffness degradation is rapid, but for most of the fatigue life, stiffness degradation is gradual [21]. In the case of PNL92-SP2 sample, the first stage from 0 to 30% of fatigue life ratio led to a stiffness loss of 7.5%. Then, the stiffness degradation rate slows down from 30 to 50% of fatigue life ratio with a loss of around 2%. Finally, a sharper drop of stiffness starts and will last until the final failure of the material, happening after a total stiffness degradation of about 18% as illustrated in figure 42. According to Khan et al. [21], specific damage mechanisms could be dominant depending on the stage of the fatigue life. The first damage mechanism could be matrix micro cracking, followed by delamination cracking and finally fiber failure. The analysis of figure 42 seems to put into the light a damage mechanism occurring from 0 to 30% of fatigue life that could be matrix micro-cracking and edge delamination, whereas another one at 50% of fatigue life could be delamination cracking. Moreover, this analysis confirms the range of fatigue life ratio recorded for AE onset threshold curves (P1 and

P4) in figures 39 and 40, 9 to 15% of fatigue life for P1 and 50% of fatigue life for P4, which were considered to be respectively onset thresholds for matrix damage accumulation and delamination propagation in the coupon.

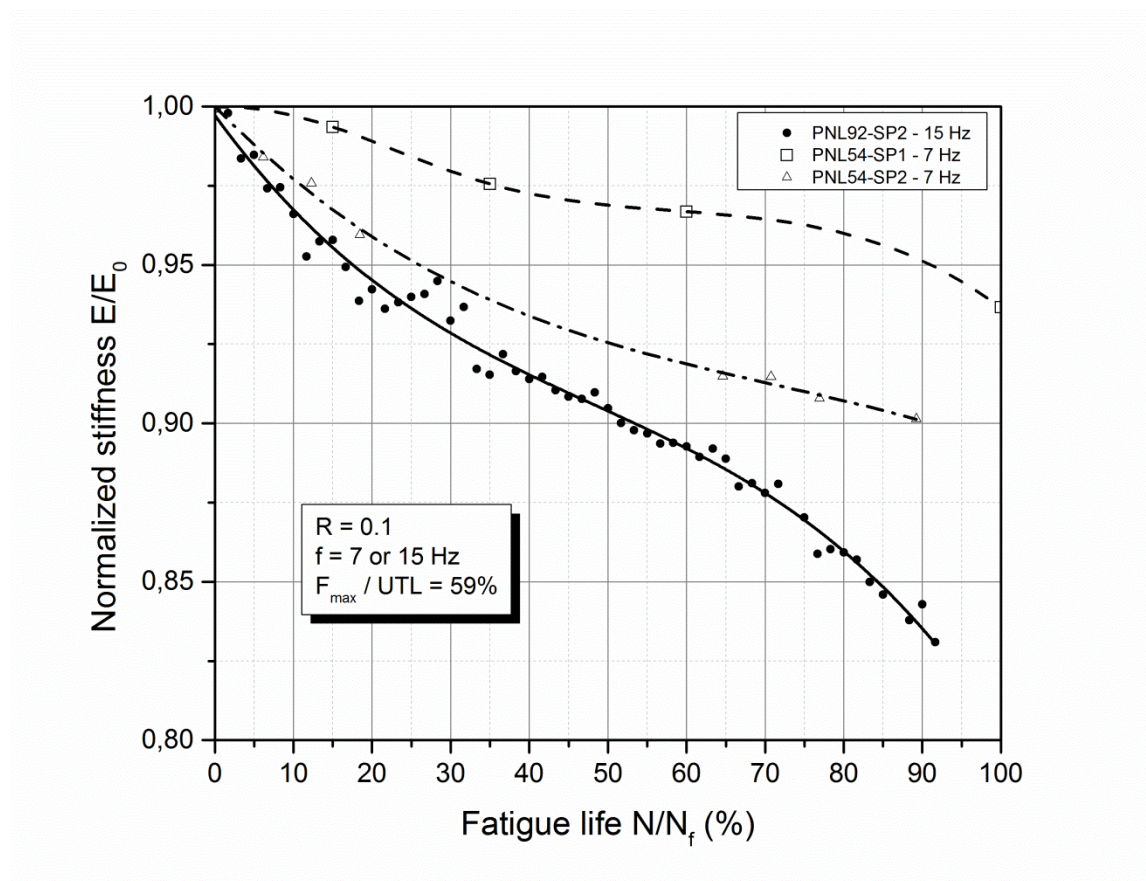


Figure 41: Stiffness degradation through fatigue life for 3 samples tested under protocol B testing

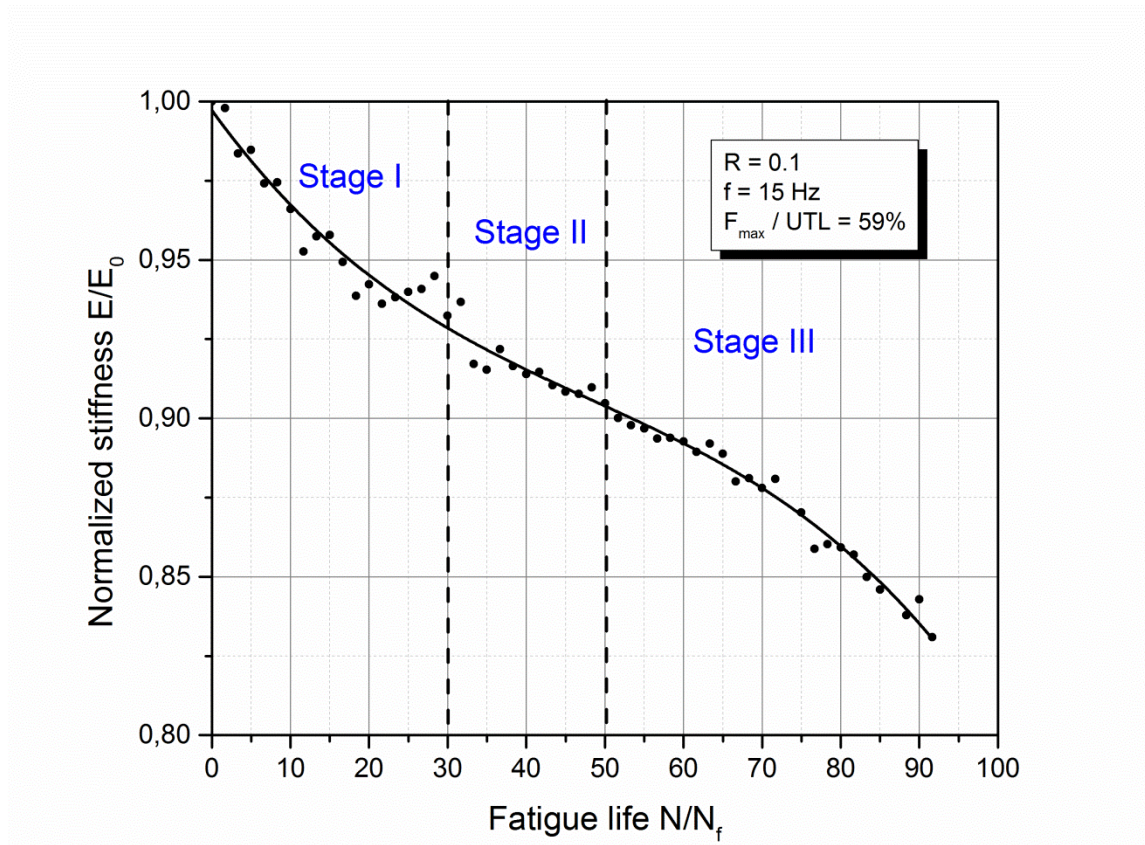


Figure 42: Stiffness degradation through fatigue life for PNL92-SP2 cycled at 15 Hz with 59.1% UTL

The stiffness degradation plotted in figure 41 for the different samples tested at 59.1% of UTL allows the evaluation of the effect of cycling frequency on the stiffness reduction. A decrease of the stiffness just before failure (90% of fatigue life) of 5% to 9% for the specimens loaded at 7 Hz was observed, whereas the specimen loaded at 15 Hz showed a decrease of 16% at 90% of its fatigue life ratio. The higher loading frequency leads to more severe stiffness degradation. The effect of the heat generated during high cycling frequency tests could be responsible for this behaviour.

Figure 41 shows that the decrease in the stiffness curve becomes more pronounced during the stage III of fatigue life. This result is in agreement with the results obtained by S-N curves generated by acoustic emission showing that the extension of artificial delamination begins around 50% of fatigue life ratio N/N_f . The combined results obtained by AE monitoring and those obtained by DIC strain mapping show that the macroscopic delamination, associated with artificial flaw, starts to extend at about 50% of N/N_f . Figure 43 shows a C-Scan result of the PNL53-SP1 sample after the application of

$1,5 \cdot 10^6$ loading cycles, showing the extent of the damage around the artificial embedded flaw.

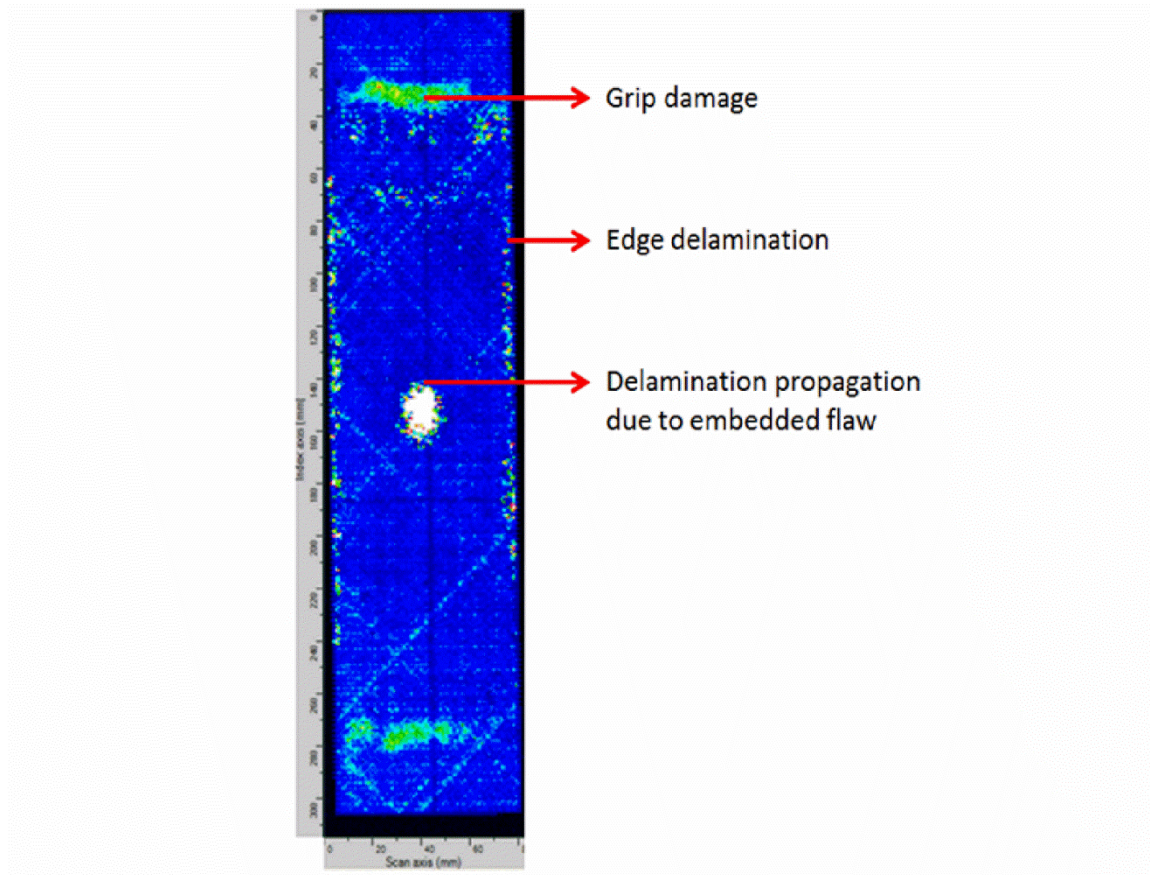


Figure 43: C-scan result of coupon PNL53-SP1 loaded at 7 Hz and 59.1% of UTL after $1,5 \cdot 10^6$ cycles

This observed extent should induce a significant reduction in the local stiffness ratio that can be assessed by DIC measurement in the embedded flaw region. To demonstrate this affirmation, the stiffness ratio values were measured by extracting strain DIC data for sample PNL92-SP2 for two other surfaces which are represented in figure 44. The large geometric square shape drawn on the DIC strain mapping picture represents the surface A selected for the measurement of the global stiffness degradation in this material area. The two other surfaces B and C were respectively selected to evaluate the local stiffness degradation related to the artificial embedded flaw region and the arbitrary chosen region. Figure 44 plots the stiffness ratio E/E_0 versus the fraction of fatigue life for PNL92-SP2 sample tested under 15 Hz test B protocol, for the three defined surfaces A, B and C. One can notice that from 0 to 50% of fatigue life ratio (stage I and II), the three curves follow the same trend as shown by figure 44. This result illustrates that the dominant matrix micro-cracking mechanism is common to the different surfaces

observed. At around 50% of fatigue life (stage III), the stiffness degradation evaluated on the embedded flaw region is characterized by a much sharper drop of stiffness ratio values. Therefore, the extent of the macroscopic delamination from the artificial embedded flaw is confirmed to start around 50% of fatigue life ratio, in agreement with the combined results obtained by AE monitoring and those obtained by DIC strain mapping.

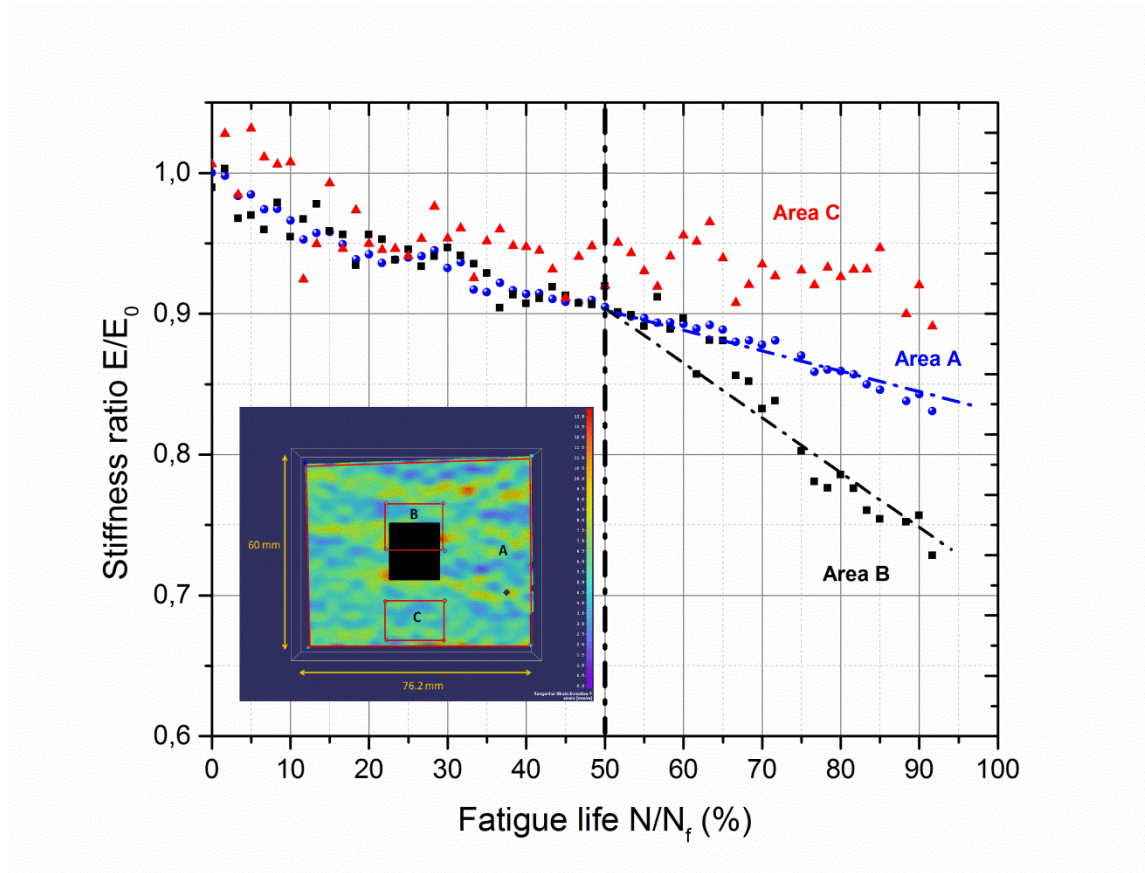


Figure 44: Stiffness degradation for PNL92-SP2 under 15 Hz test protocol B measured on three specific zones A, B and C of the loaded composite

The curve corresponding to the surface C illustrates the effect of the matrix micro cracking on the stiffness degradation of the plain weave composite. The effect of the macroscopic delamination growth induced by artificial flaw, on the stiffness ratio performance of the material under cyclic loading, can be carried out by quantifying the difference between the stiffness ratios obtained by surfaces A and B. Figure 45 plots the stiffness ratio E/E_0 versus the fraction of fatigue life for PNL92-SP2 sample tested under 15 Hz test B protocol, measured on the two surfaces A and B. The two curves were fitted with a cubic function as shown in figure 45. The obtained curve fitting exhibits similar stiffness ratio E/E_0 behavior at 50% of the fatigue life ratio for DIC data collected from

area A and area B. As shown by figure 45, the calculation of the difference between the two cubic fitting functions, obtained from the stage III region, shows increasing differences, which demonstrate the relevance of the growth of macroscopic delamination from the artificial embedded flaw. In this phase, from 50% of the life ratio of the sample, the delamination is becoming important and grows gradually as the number of cycle increases.

The DIC data analysis on selected surfaces provided crucial information, which permits the quantification of the influence of the macroscopic delamination growth on the global stiffness degradation. In addition, these results validate the onset of artificial embedded flaw delamination around 50% of the fatigue life ratio of the plain weave composite.

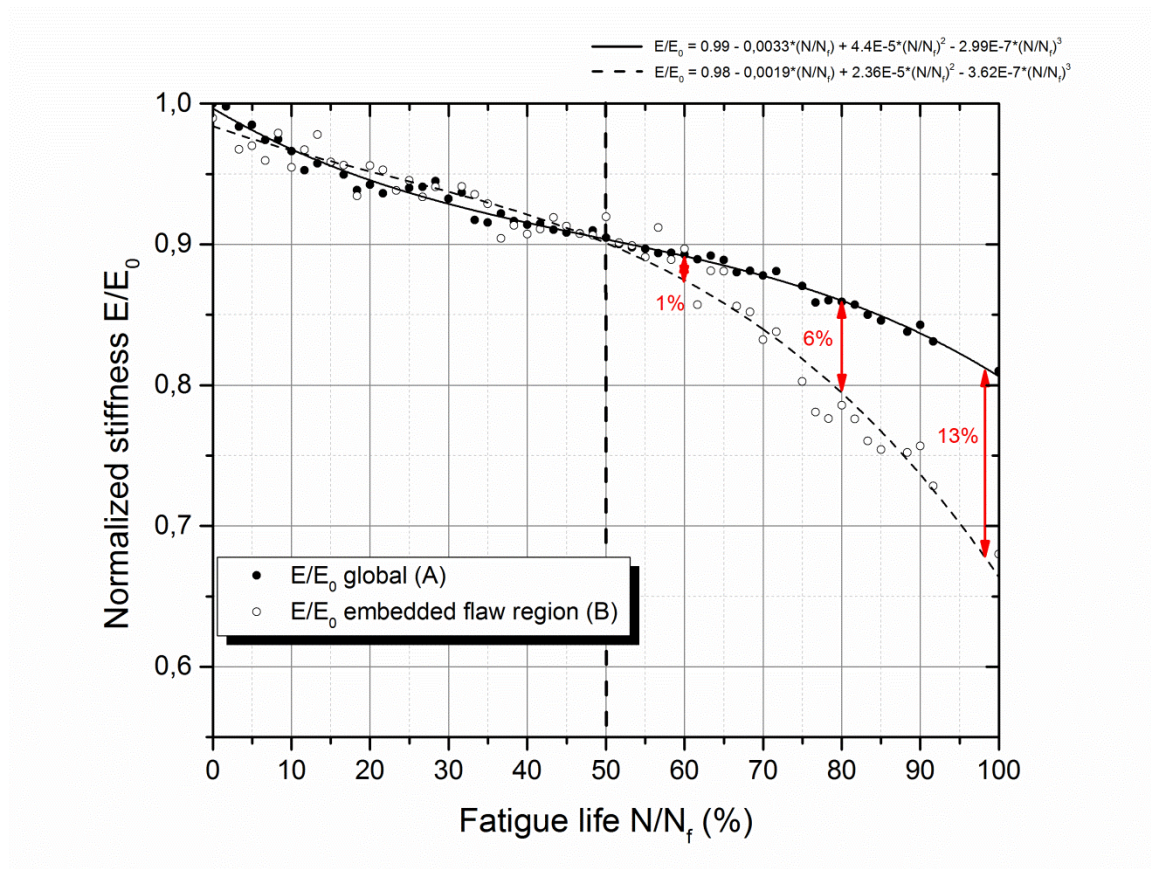


Figure 45: Stiffness degradation for PNL92-SP2 during 15 Hz test protocol B in specific zones A and B recorded by DIC

Figure 46 shows the stiffness degradation for the same coupon PNL92-SP2, obtained by DIC monitoring in the three surfaces A, B and C, in parallel with the acoustic emission activity represented by cumulative AE counts versus the fraction of fatigue life. A sharp drop of stiffness curve is directly correlated with the beginning of intense

acoustic emission activity. Three first slopes of cumulative AE counts and stiffness degradation are observed between 0 and 30% of fatigue life, corresponding to the first stage of fatigue life, and to the onset of matrix micro-cracking and edge delamination as proposed previously. Between 30 and 45% of fatigue life ratio (stage II), a steady slope of cumulative AE counts is observed accounting for matrix micro-cracking accumulation in the coupon. Then, another increase of the slope of cumulative AE curve is observed at around 45 to 50% of the fatigue life ratio. This one seems to agree with the onset of final stiffness degradation due to macroscopic delamination propagation. Moreover, it makes sense that AE activity appears slightly earlier than the macroscopic stiffness degradation change as AE illustrates every single damage phenomenon in the material.

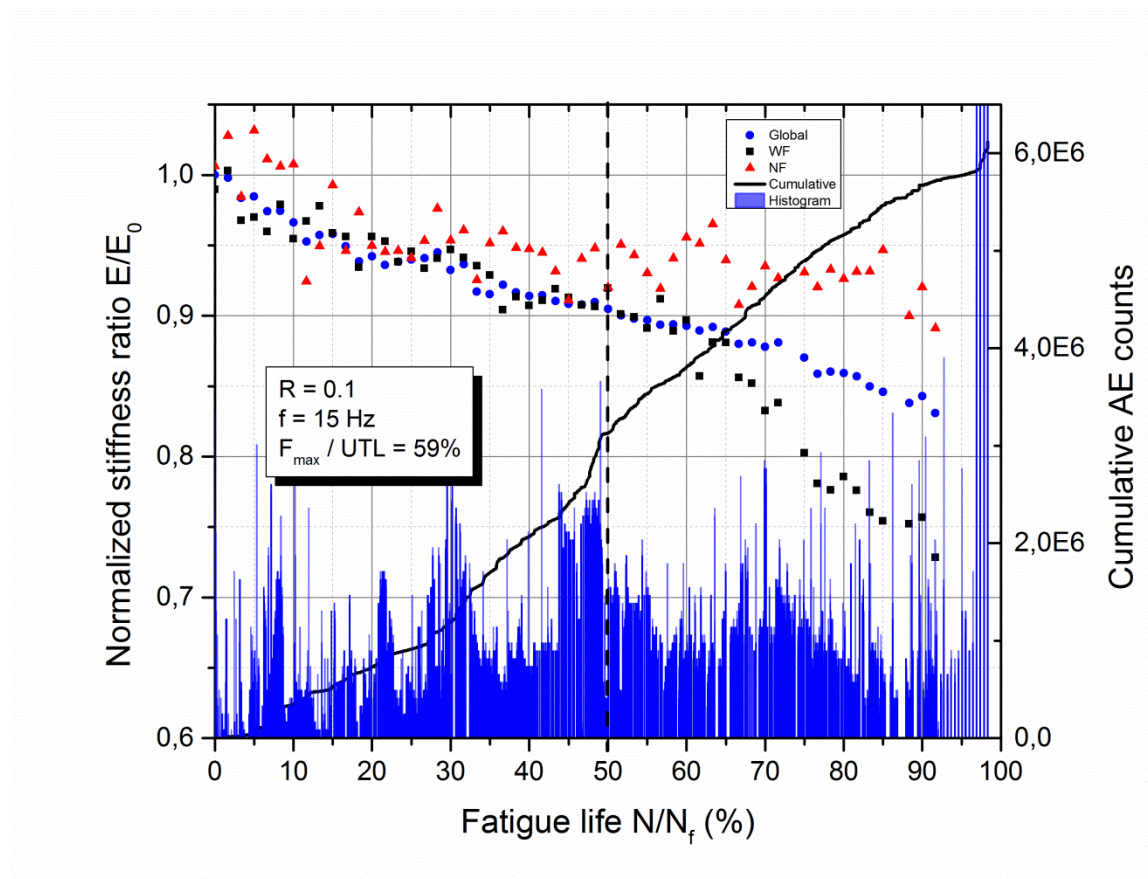


Figure 46: Correlation between stiffness degradation and cumulative AE counts for PNL92-SP2 under 15 Hz test B

Conclusion

This study combines two health monitoring techniques to generate fatigue life curves associated with delamination onset and to estimate stiffness degradation in plain weave composites submitted to fatigue tension-tension loading under high frequency

cycling. The following conclusions were reached: a) Acoustic emission monitoring is a powerful technique to determine the number of cycle at which damage initiate in the plain weave composite under fatigue loading. By using AE data fatigue life (S-N) curves damage onset were generated for matrix cracking and for the growth of macroscopic delamination generated by embedded artificial flaw. b) A filtering procedure based on the signal time duration and frequency band was developed to generate fatigue life (S-N) curve associated with the propagation of an embedded artificial delamination. c) Stiffness degradation was assessed using digital image correlation (DIC) technique. d) Stiffness degradation was found occurring in three stages and the decrease in the stiffness curve becomes more pronounced in the last stage of fatigue life. The study of the artificial embedded flaw region by DIC analysis provided information concerning the quantification of the effect of macroscopic delamination mechanism on the global stiffness degradation. The DIC results are in agreement with the results obtained by S-N curves generated by acoustic emission showing that the extension of artificial delamination begins around 50% of fatigue life ratio N/N_f .

Acknowledgments

Authors fully acknowledge the Centre des Technologies Avancées (UdeS-CTA-BRP) for their technical support on DIC equipment, as well as the fellow students Nidhal Bouslama and Jiaping Wu for their collaboration. This study was supported by the Natural Sciences and Engineering Research Council of Canada and CRIAQ (Consortium for Research and Innovation in Aerospace in Québec), Bell Helicopter Textron, Bombardier Aerospace and Mitacs through the CRIAQ COMP-407 project.

3.3 Travaux numériques

L'approche présentée au cours de l'article précédent a mis en avant la possibilité de prédire l'initiation de l'endommagement dans un échantillon composite soumis à un effort de fatigue de type tension-tension par l'utilisation de techniques non-destructives. Ce travail avait démarré par l'analyse statique de ce même échantillon par émission acoustique afin de définir le chargement critique entraînant le début de l'endommagement dans l'échantillon. Afin d'appuyer le modèle développé, il sera nécessaire à terme d'utiliser une approche numérique pour modéliser ce comportement. Dans le cadre de ce travail de maîtrise, un modèle permettant de calculer le taux de restitution d'énergie de déformation G autour du défaut artificiel dans le cas d'un chargement statique en traction a été développé.

3.3.1 Évaluation du taux de restitution d'énergie de déformation sur le contour du défaut artificiel

Ce modèle a pour but de vérifier le seuil d'initiation statique de l'endommagement qui avait ensuite servi à sélectionner les seuils de chargement en fatigue. L'approche utilisée se basera sur la mécanique de la rupture pour accéder aux valeurs de G et ainsi calculer le chargement à rupture par la méthode VCCT présentée au cours de l'état de l'art.

L'analyse par éléments finis a été mise en œuvre par le biais du logiciel ANSYS et plus particulièrement de son module APDL. Ce module permet d'utiliser les commandes de base d'ANSYS et de contrôler par codage chaque paramètre du modèle par éléments finis. Certaines commandes ne sont accessibles que par ce module. L'interface utilisateur ANSYS est particulièrement basique, d'où la difficulté à dessiner une géométrie complexe à partir de cette interface. Dans le cas présent, la géométrie du modèle utilisé est très simple (éprouvette de test, pavé de $304.8 \times 76.2 \times 1.62 \text{ mm}^3$) et s'adapte donc parfaitement à l'utilisation du module APDL. Les figures 47 et 48 ci-dessous présentent la géométrie du modèle ainsi que les particularités du matériau utilisé. Du fait des aspects confidentiels du projet CRIAQ, le matériau utilisé au cours de ce travail sera un matériau composite tissé à fibres de carbone de la base de données d'ANSYS.

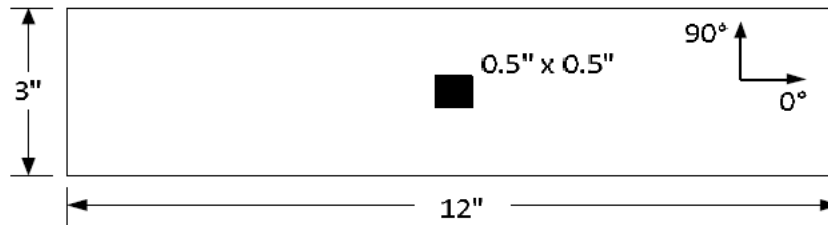


Figure 47: Géométrie et dimensions de l'éprouvette utilisée

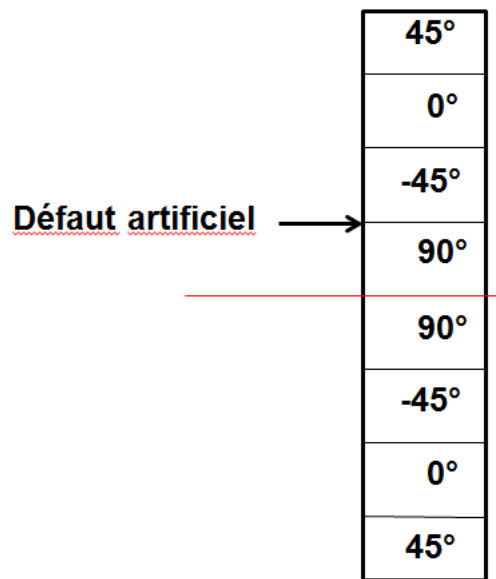


Figure 48: Empilement du matériau et position du défaut artificiel

Afin d'utiliser le modèle VCCT sous ANSYS, il est nécessaire d'utiliser des éléments solides. En effet ANSYS ne permet pas d'implémenter VCCT à l'aide d'éléments SHELL sauf en créant manuellement ces éléments. À partir d'éléments solides, un modèle 3D a été créé en utilisant un élément par couche. Ainsi chaque épaisseur d'élément représente un pli du matériau. Les propriétés du matériau ont pu être récupérées dans la base de données d'ANSYS. Le matériau étant un matériau tissé « plain weave », on peut en conclure que les propriétés mécaniques des plis à 0 et 90 degrés sont les mêmes, et de la même manière les propriétés des plis à -45 et 45 degrés aussi. Les propriétés données correspondent à celles du pli à 0 degrés. En utilisant le logiciel CompositePro, il a été possible de rentrer ces données matériaux et d'obtenir les propriétés du pli à 45°. Ces 'deux matériaux' ont finalement été implémentés dans le code source APDL accessible en annexe.

La géométrie du modèle est telle que deux axes de symétrie apparaissent de manière évidente, autorisant la réalisation d'un quart de modèle. Le défaut artificiel

implanté sera donc représenté au niveau du coin du modèle. Ceci permettra de réduire le nombre d'éléments utilisé et donc le temps de calcul nécessaire à la résolution des modèles. La littérature [9] met en évidence l'importance d'un maillage raffiné dans la région où le modèle VCCT est appliqué. Cependant, l'analyse de convergence menée a mis en évidence une variabilité très faible des résultats par rapport au temps de calcul supplémentaire dans le cas d'un maillage raffiné. De ce fait-là, le choix s'est porté sur un maillage homogène sur l'intégralité de l'éprouvette afin de réduire les temps de calcul.

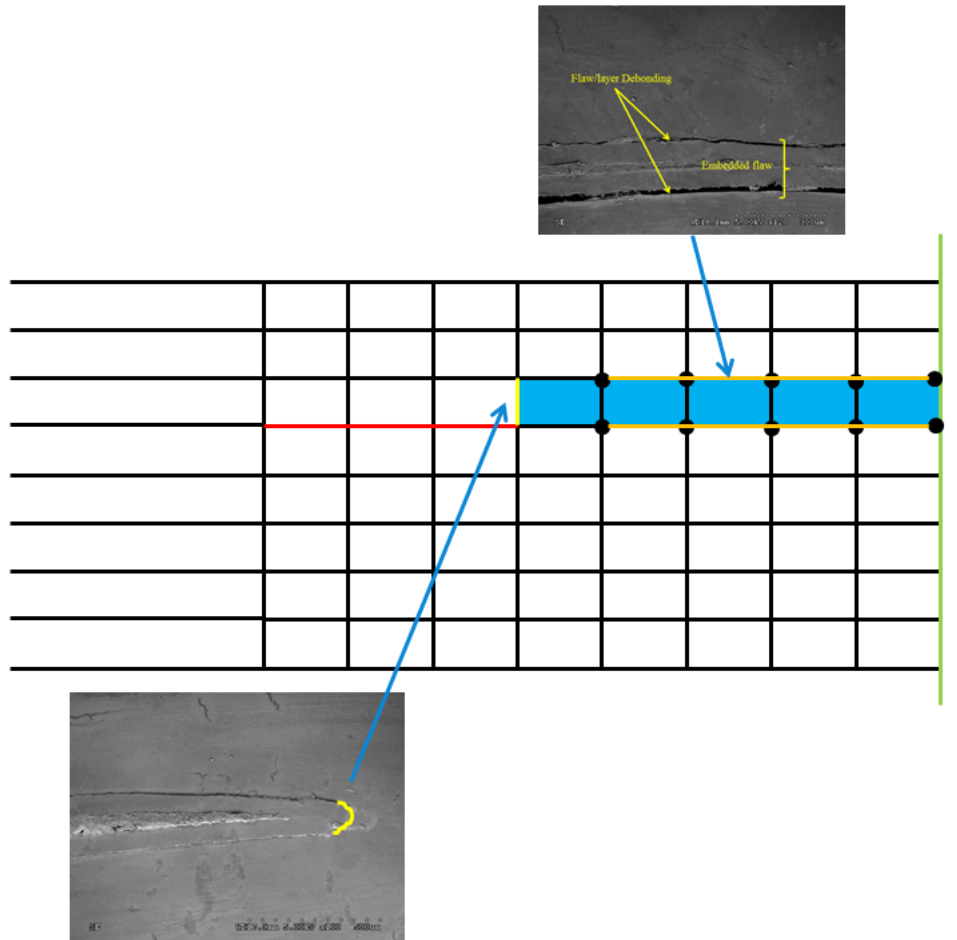


Figure 49: Modèle 2D simplifié de l'échantillon étudié par éléments finis

La figure 49 présente une représentation 2D du modèle par éléments finis avec deux photographies réalisées par microscope électronique à balayage d'une coupe transversale de l'échantillon en son centre. La photographie met en évidence dans les deux cas la présence du morceau de téflon inséré dans l'empilement pour constituer le défaut artificiel inséré entre les couches -45° et 90° . Il est intéressant de remarquer que lors de la conception de la pièce composite, il n'y a pas d'adhérence qui se forme entre le composite et le téflon; celui-ci est clairement décollé de la structure, que ce soit à

l'interface avec les plis (photo supérieure) ou à son extrémité (photo inférieure). Ceci est l'hypothèse qui va constituer la base de la modélisation choisie. De plus, en théorie le défaut artificiel est placé à l'interface entre deux plis des couches 3 et 4. Cependant l'épaisseur du téflon déposé est environ égale à celle d'un pli (0.2025 mm) et ne peut donc pas être considérée comme négligeable en comparaison des plis du matériau. L'empilement est en réalité déformé par la présence de ce défaut.

A partir de ces deux observations majeures, une approche de modélisation a pu être proposée. Le défaut artificiel va être considéré comme faisant partie du pli 3 (éléments en bleu), lui donnant ainsi une épaisseur réelle égale à celle d'un pli. Afin de simuler le comportement de non-adhérence du défaut par rapport au matériau, les nœuds du défaut (les points noirs) vont être laissés libres par rapport à ceux du matériau. Le défaut pourra donc se déformer indépendamment du matériau sous l'effet de la sollicitation de traction. Cependant les deux lignes oranges représentent un contact implémenté pour éviter la pénétration des éléments du matériau dans ceux du défaut. Pour finir, le comportement mécanique du défaut doit être évalué afin de lui associer les propriétés mécaniques adéquates. L'absence d'adhésion semble montrer que le défaut est enfermé dans le matériau mais n'influence pas le comportement mécanique de la structure; cette hypothèse mène à utiliser une fonction de ANSYS permettant de 'tuer' l'élément. Ainsi, celui-ci n'a aucune propriété mécanique et constitue seulement une structure physiquement présente.

ANSYS permet de créer des éléments appelés éléments cohésifs. Il est important de noter que ceux-ci ne sont aucunement liés au modèle CZM défini dans l'état de l'art. Ceux-ci sont des éléments définis à l'interface entre deux éléments obéissant à une loi spécifique qui peut être une loi CMZ ou une loi VCCT. Cet élément garde les nœuds des deux éléments collés si la loi n'est pas dépassée, et détache les nœuds si elle l'est. Ces éléments sont utilisés à deux endroits de ce modèle. Tout d'abord, au niveau de la ligne jaune (figure 49) une loi CZM nulle a été implémentée afin de laisser le matériau se déformer librement du défaut à son extrémité. Ensuite, au niveau de la ligne de propagation de fissure pour le modèle VCCT (ligne rouge) où cette fois c'est la loi VCCT suivante qui est utilisée :

$$\frac{G_I + G_{II} + G_{III}}{G_{IC} + \left(\frac{G_{II}(G_{IIC} - G_{IC}) + G_{III}(G_{IIIC} - G_{IC})}{G_I + G_{II} + G_{III}} \right) \left[\frac{G_{II} + G_{III}}{G_I + G_{II} + G_{III}} \right]^{m-1}} \geq 1 \quad (3.1)$$

Avec $G_I^C = 0.2$, $G_{II}^C = 0.7$ et $G_{III}^C = 0.7$

Cette loi correspond à la loi de Benzeggagh et Kenane modifiée pour les cas 3D prenant en compte le mode III. De la même manière que pour les propriétés du matériau, les valeurs de G critiques choisies ici pour la mécanique de la rupture sont issues de données de la littérature pour des matériaux composites tissés à renforts de fibres de

carbone. Le critère de rupture est atteint lorsque la valeur est supérieure à 1, ce qui équivaut après quelques manipulations de la formules à $G_T = 0.72$ dans notre cas. Les valeurs de G_I sont ensuite calculées par la méthode VCCT directement par le logiciel ANSYS.

Pour finir, les conditions aux limites permettant de respecter les conditions de symétrie doivent être appliquées. La ligne verte présentée à la figure 49 montre un encastrement. La deuxième symétrie nécessite seulement un support tel que le mouvement transversal des nœuds soit nul. Ces conditions aux limites ainsi que le modèle réalisé sont présentés à la figure 50.

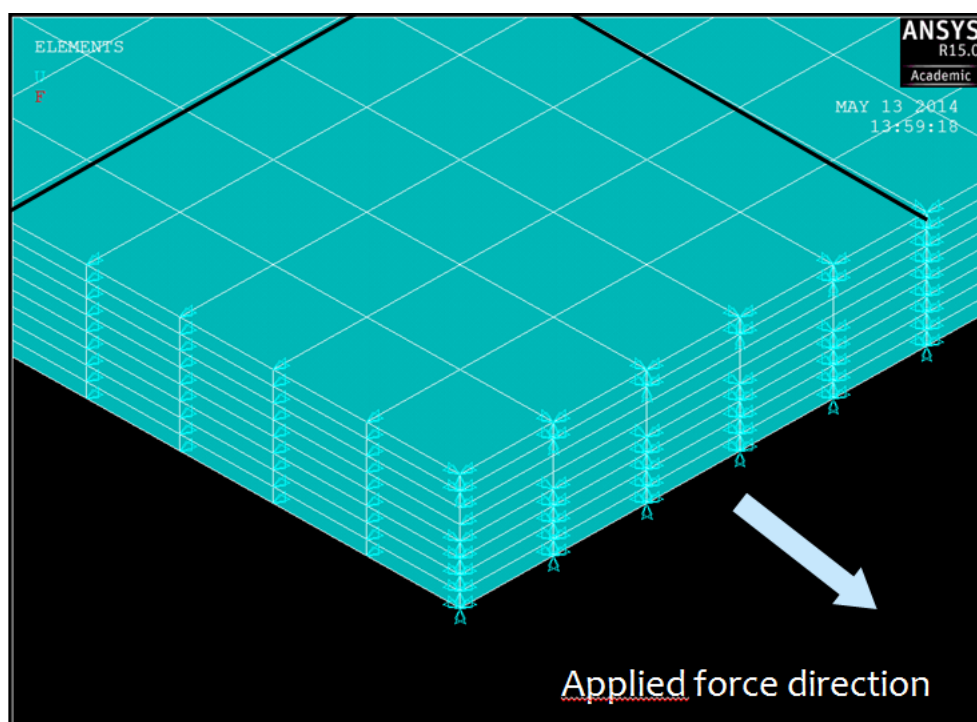


Figure 50: Représentation des éléments et des conditions aux limites au niveau du défaut artificiel

Ainsi si la valeur du critère de rupture dépasse 1, il y aura propagation de la fissure d'une distance d'un élément. Cette valeur correspond à une valeur du taux de restitution d'énergie de déformation totale G_T de 0,72. Le calcul est ensuite réitéré avec la nouvelle longueur de fissure, jusqu'à l'atteinte de la force voulue. Dans le cas de ce travail, l'objectif est d'atteindre la force à laquelle la première rupture a lieu, c'est-à-dire quand G_T atteint la valeur de 0,72.

La figure 51 illustre l'évolution de G_T sur chacune des deux faces du défaut (longitudinale et transversale) en fonction de la charge appliquée. La figure 52, elle, met en évidence le mode prédominant illustrant ainsi le type de rupture induit. La vue proposée est la même que celle de la figure 50.

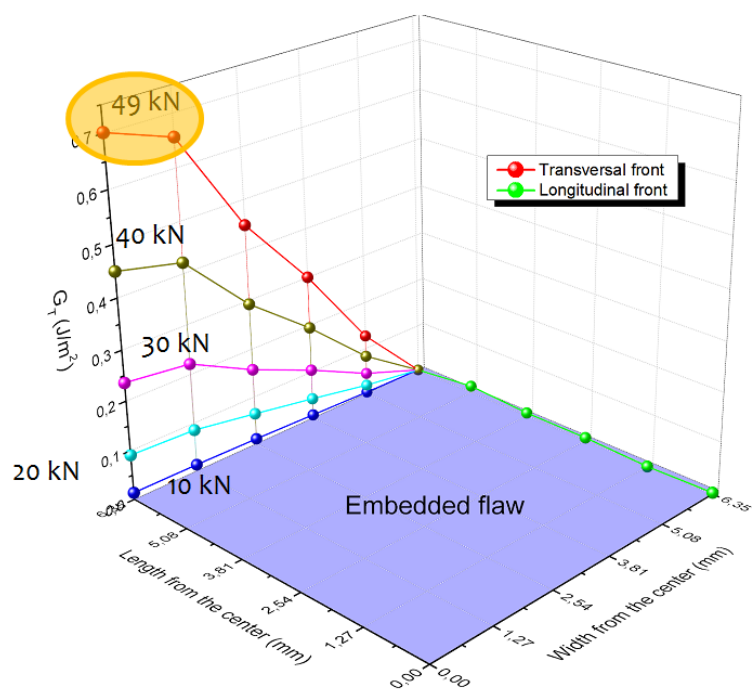


Figure 51: Évolution du taux de restitution d'énergie de déformation total en fonction de la position le long du contour du défaut artificiel

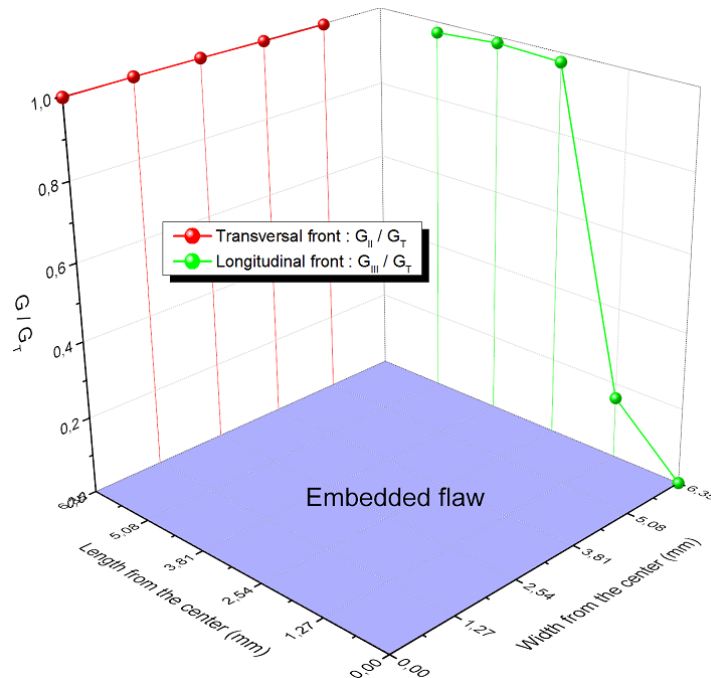


Figure 52: Rapport G/G_T en fonction de la position le long du contour du défaut

Différentes observations peuvent être tirées des deux figures ci-dessus. Dans un premier temps, il apparaît clairement que le phénomène de rupture de l'échantillon au niveau du défaut artificiel en statique aura lieu sur la face transversale de celui-ci. En effet, la valeur de G est quasi-nulle sur la face longitudinale tout au long du chargement. Ensuite, on constate que la valeur de G sur la face longitudinale suit un profil parabolique (demi parabole ici car demi-longueur du défaut du fait de la symétrie) qui met en évidence que le point le plus critique semble être le milieu de la face longitudinale du défaut artificiel; ce point sera le premier à se fissurer. Cette fissure se propagera dans la longueur de l'éprouvette. D'autres apparaitront progressivement toujours dans le sens de la longueur, à partir des régions plus extérieures du défaut. La valeur critique entraînant cette rupture semble être 49 kN. La forme de l'endommagement devrait donc être parabolique aussi. La figure 52 met en évidence la présence quasi-exclusive de mode II, ce qui signifie que la fissure se propage par effort de cisaillement.

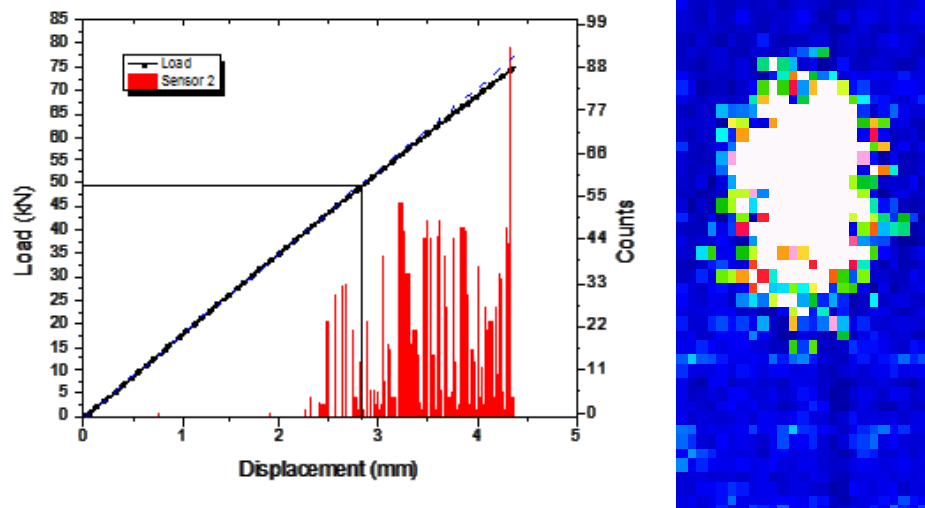


Figure 53 : Gauche) Enregistrement par émission acoustique de l'activité ultrasonore au cours d'un chargement statique de traction. Droite) C-scan par ultrasons d'un échantillon endommagé après chargement en fatigue de type tension-tension

La figure 53 ci-dessus permet de valider partiellement les conclusions tirées des résultats précédents. Le graphique illustre un enregistrement par émission acoustique lors d'un essai statique de traction. Le nombre de comptes (nombre de fois qu'un évènement acoustique dépassant une certaine valeur d'intensité a lieu) est enregistré et affiché sous forme d'histogramme. En noir, un repère indiquant l'initiation de l'endommagement estimée par l'approche numérique a été placé. On constate que l'initiation détectée par émission acoustique apparaît légèrement avant la valeur de 49 kN, tout en restant dans une gamme de valeur cohérente. Il est important de noter que l'émission acoustique enregistre des évènements de micro-endommagements et qu'il est cohérent d'observer au préalable du délaminage macroscopique. Le résultat obtenu par analyse numérique semble donc plausible par rapport au résultat donné par l'émission acoustique. À droite, un C-scan par ultrasons après chargement en fatigue de la région du défaut artificiel est proposée. Les C-scan réalisés au cours de notre étude sont issus d'une collaboration avec des partenaires, ce qui a limité notre capacité à reproduire l'essai statique. On observe cependant de manière assez distincte une forme parabolique de la propagation de l'endommagement sur la face longitudinale, et très peu d'endommagement sur les faces transversales. Ces différentes observations semblent démontrer une certaine cohérence du modèle numérique proposé.

CHAPITRE 4 CONCLUSION

Ce travail de recherche propose le développement d'une approche de prédiction de l'initiation de l'endommagement en relation avec le mécanisme d'endommagement mis en jeu par le biais de courbes de durée de vie issues de deux méthodes d'observation non-destructives : l'émission acoustique et la corrélation d'image. L'émission acoustique permet une observation en temps réel de l'état de santé d'une structure et l'analyse de paramètres acoustiques donne accès à de l'information sur les modes de rupture mis en jeu. La corrélation d'image permet l'évaluation du champ de déformation surfacique du matériau, qui par conséquent permet d'évaluer des propriétés macroscopiques au cours de la durée de vie en fatigue, comme la rigidité résiduelle. La corrélation des résultats d'observations issues de ces deux méthodes permet à la fois de se donner différents critères d'initiation de l'endommagement et d'augmenter la fiabilité de ce travail.

Tout d'abord, des essais statiques de traction suivis par émission acoustique ont permis de détecter le seuil d'initiation de l'endommagement en statique du matériau utilisé par l'observation des variations du paramètre compte d'émission acoustique. Cette gamme d'initiation a servi de repère afin de définir les contraintes maximales à utiliser pour les essais de fatigue tension-tension.

Quatre chargements ont ensuite été testés et suivis par émission acoustique. Les données d'AE récupérées ont été soumises à un protocole de classification des signaux basé sur l'évaluation des paramètres d'énergie et de durée des signaux. Des accumulations de signaux de longues durées et de haute énergie, localisés à différents moments de la durée de vie en fatigue, ont mis en évidence des étapes critiques dans l'évolution de l'endommagement au sein des structures étudiées. Ces différents seuils intermédiaires constituent des étapes d'accumulation de l'endommagement correspondant à un certain pourcentage de la durée de vie des structures, et des courbes de durée de vie de ces seuils peuvent être tracées. Le suivi en parallèle de ces échantillons par corrélation d'image a permis l'évaluation de la propriété de rigidité résiduelle surfacique. Le matériau utilisé étant conçu avec un défaut artificiel au sein de l'empilement, la corrélation d'image a permis de se focaliser sur des surfaces spécifiques, mettant ainsi en lumière les mécanismes d'endommagement spécifiques autour de ce défaut. Ces observations ont aussi permis d'établir une courbe d'initiation de l'endommagement spécifique au défaut artificiel. En se référant aux connaissances issues de la littérature sur le scénario des mécanismes d'endommagement dans un matériau composite tissé, il a été possible d'associer l'initiation d'endommagement par un mécanisme spécifique à chacune de ses courbes de durée de vie tracées.

Finalement, l'établissement d'un modèle d'endommagement est parti de cette étude de la chute de rigidité. Cette dégradation de propriété mécanique dans la zone spécifique au défaut artificiel ne représente pas la chute de rigidité globale du matériau. Il

a donc été possible d'établir une variable d'endommagement caractéristique de la chute de rigidité dans cette zone spécifique et prenant en compte l'initiation de la délamination dans la zone du défaut. Un modèle phénoménologique a alors été utilisé, basé sur cette variable d'endommagement. Le modèle se situe alors entre un modèle phénoménologique classique et un modèle d'endommagement progressif.

En ce qui concerne les courbes de durée de vie, la suite des travaux passe par la réalisation d'essais dans d'autres conditions environnementales ainsi qu'à d'autres fréquences. Le protocole utilisé doit être amené à d'autres situations afin d'améliorer la fiabilité de l'approche. D'autres essais de fatigue que tension-tension sont aussi prévus. La réalisation d'essais de résistance interlaminaire devrait aussi permettre d'obtenir les valeurs critiques de taux de restitution d'énergie de déformation pour implémentation dans des codes d'éléments finis. Pour le modèle d'endommagement proposé, le manque de données expérimentales fait de ce modèle une approche seulement qualitative qui devra être approfondie par le biais d'autres résultats similaires. Le développement d'un protocole sans blocs de chargement (prise d'image continue par DIC) permettra d'améliorer le nombre de points de mesure et donc la précision du travail en cours sans endommager de manière plus importante l'échantillon.

ANNEXES

Compte-rendu de stage à Bombardier Aéronautique : Application de l'approche VCCT à une structure à raidisseurs

À l'intérieur de ce projet CRIAQ dont la maîtrise est une partie intégrante, un stage MITAC au sein de la compagnie Bombardier Aéronautique été prévu. Au cours de celui-ci, un travail numérique portant sur la propagation de fissures dans les structures composites à raidisseurs a été mené. Ce travail allait dans la continuité de l'analyse des structures composites, appliquée à un matériau similaire dans un cas plus spécifique de l'aéronautique. Le compte-rendu produit est fourni ici pour apporter un supplément d'information sur le travail numérique présenté précédemment.

Composite skin-stiffener debonding analysis using VCCT with hybrid SOLID-SHELL model in ANSYS

Abstract

Skin-stiffened structures are subjected to skin-stiffener debonding at the end of the stiffener flange because of the skin buckling between stiffeners occurring under compression and shear loadings. Fracture mechanics and more precisely VCCT approach has proven useful in order to predict onset of delamination in composite materials. An analytical approach to evaluate the buckling load of the structure was used as a first evaluation for design, followed by a finite element analysis of two different loading case models in order to compare to experimental results. Three different approaches were provided in order to monitor the energy release rate at the end of the stiffener flange and define the hot spots of the structure. The G-values at the end of the stiffener flange were calculated either by combining the elements forces and the G-values per unit load or by inserting an initial artificial delamination at the end of the stiffener flange. From these results, the VCCT approach was implemented in the hot spots of the structure in order to observe the delamination growth phenomenon. Different configurations were developed in order to assess the effect of the skin and flange layups and dimensions on the post-buckling ability of the structure. Because of the size of models studied and limitations in VCCT capabilities in ANSYS, a hybrid SOLID-SHELL model was designed to do so.

Table of contents

Abstract	87
List of figures	89
Introduction	91
Background	91
VCCT theory and fracture criterion	92
Proposed approach and case studied	94
Experimental setup and conditions	96
ANSYS terminology, limitations and FEM	100
Approach 1	103
Protocol	104
Analytical approach	105
Buckling load	105
Critical bending stiffness	108
FE modeling approach	110
Calculation of the buckling load	110
Calculation of G and validation of different approaches	116
Benchmark analysis	121
Effect of the skin Layup on the mechanical behaviour	121
Effect of the flange/skin thickness ratio on the mechanical behaviour	123
Effect of the flange width/thickness ratio on the mechanical behaviour	127
Stress die out	127
Correlation with expectations by Kassapoglou	129
Other damage phenomenon: T joint debonding	131
Conclusion	132
References	133

Introduction

Background

Aircraft structures are designed with both metals and composite materials. In fact, it is possible to replace part for part an aluminium airframe by a composite airframe. For example, skin-stiffened structures with fasteners connecting the different parts can be designed with composite materials. A section of a fuselage structure is illustrated in figure 1.

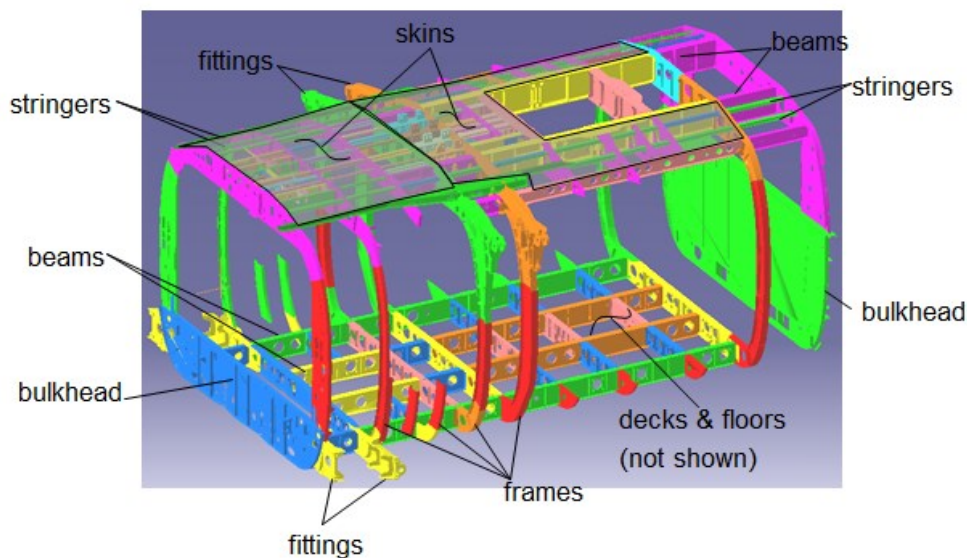


Figure 1: Typical fuselage part break-down [1]

Skin-stiffened structures are designed with a thin plate reinforced by stiffeners bonded, co-cured or fastened. In-plane loadings like compression and shear in thin plates can create a buckling phenomenon at relatively low loading levels. Buckling is the loss of stability of the structure, resulting in large deflections, and consequently in a reduction of the stiffness in the structure. To improve buckling abilities of thin plates used in aerospace industry, stiffening structures were developed, offering a more efficient design than increasing the thickness. Integrally stiffened composite panels are widely used today, providing increased buckling resistance and better bending stiffness [2].

In skin-stiffened structures, the load is distributed between each of these parts depending on their respective axial stiffness [2]. A really conservative approach is used in aerospace preliminary design due to the impact of defects and damage. Safety is ensured by assuming damage is never allowed to grow enough to reduce the residual static

strength of the structure below the maximum load experienced in service [3]. An analytical approach to estimate the critical buckling load of the structure or critical mechanical parameters such as the bending stiffness was proposed by Kassapoglou [1].

Adhesive bonding and co-curing are the most common techniques for joining skin and stiffeners. Under repeated postbuckling deformations, adhesive bondlines can undergo critical interface stresses, making it a potential failure onset site [4]. Testing of skin gage stiffened panels showed that bond failure at the tip of the stiffener flange is an important and very likely failure mode [5]. Minguet led some work on simplified specimens [6] illustrating a similar failure to the one observed in full-scale panels. The skin-stiffener interface stresses do not provide direct information about failure prediction in finite element modeling because linear elasticity theory predicts stress singularities in the area of interest [4].

Fracture mechanics is necessary to develop continuous variables able to provide information on failure prediction. The energy release rate G is defined as the rate of change in potential energy with crack area for a linear elastic material [2]. Irwin [7] proposed a definition of the energy release rate as the difference in elastic energy of a body with respect to an infinitely small crack extension.

A methodology based on fracture mechanics was proposed by O'Brien [8] to characterize onset and growth of delamination, but it has been used with limited success on real cases. Numerous papers [4] proposed methods of predicting the debonding strength between skin and stiffener based on the computation of the energy release rate. Recent works [2] studied debonding mechanisms and included failure analysis of skin-stiffener interface using finite element shell models. These works provided a new step-wise approach using computational stress analysis to determine location of first matrix cracking and computational fracture mechanics to investigate the potential for delamination growth [9]. On the other hand, Matsubara [10] provided a methodology to predict failure strength of composite stiffened panels after buckling by G -values calculation and failure criterion application.

VCCT theory and fracture criterion

The Virtual Crack Closure Technique is based on the idea that the energy necessary to propagate a crack from a distance a to a distance $a + \Delta a$ is the same energy as the one necessary to close a crack of the same distance $a + \Delta a$ to a . Krueger [11] proposed the equations to calculate the energy release rate in a finite element model using linear or quadratic elements. The problem is illustrated in figure 2.

$$f = \frac{G_T}{G_{IC} + \left((G_{IIc} - G_{IC}) \frac{G_{II}}{G_T} + (G_{IIIc} - G_{IC}) \frac{G_{III}}{G_T} \right) \left(\frac{G_{II} + G_{III}}{G_T} \right)^{\eta-1}}$$

With η an empirical parameter.

Proposed approach and case studied

The aim of this paper is to evaluate the energy release rate along the end of the stiffener flange in a stiffened panel, and characterize the growth of the delamination between the skin and the stiffener under compression and shear loading. Three different approaches were provided in order to monitor the energy release rate at the end of the stiffener flange and define the hot spots of the structure.

The skin-stiffener interface in the stiffened panel is submitted to in-plane tension T , shear load S , out-of-plane shear load F and bending moment M . The first approach is proposed by Matsubara [10] to assess the energy release rate in each point along the end of the stiffener flange. Three steps are necessary in this approach:

- First, computing the element forces at the end of the stiffener flange in the panel model.
- Then, computing the G_0 -values, G -values per unit load, in a simplified model representing the skin-stiffener interface called a strip model for different loadings applied in the real stiffened panel (T , S , F and M). More details are presented in the experimental setup section.
- Finally, calculating the G -values at the end of the stiffener flange by combining the element forces and G_0 -values.

This methodology allows calculating G values along the end of the stiffener flange without inserting an artificial delamination at the skin-stiffener interface, which is not available with the VCCT calculation. Moreover, when the loading conditions vary, computing again the G_0 -values is not necessary because the model is in two separate parts. It represents both the strength and the weakness of this methodology which forces to develop another model than the one of the stiffened panel. This methodology will mainly provide the hot spots along the stiffener flange. Results are presented by Matsubara [10] and will serve as experimental results for comparison.

The second approach is the one highlighted in the introduction, inspired from Krueger work. However, instead of using a computational stress analysis to determine the location of first matrix cracking to implement VCCT in these spots, one will use the calculation of

G-values by one of the approaches as a hot spot in the structure. Then, one inserts an artificial defect at this critical location and calculates through the VCCT methodology the G-value and the potential for crack growth. This approach is more suitable for crack growth characterization than for energy release rate assessment. Moreover, it has been proven efficient by Yap [2].

The last methodology is a new modeling approach mixing the pros of the two first methodologies. The idea is to model the stiffener one element wider than the real model, but to consider a defect along the whole stiffener flange. The purpose of this approach is to be able to use VCCT at the real width of the stiffener flange, to both calculate the energy release rate and characterize the crack growth potential. However, modifying the geometry will definitely change the stress distribution, and that is why one wants to see the effect in comparison with the other approaches.

Approaches 2 and 3 will provide complementary information. On the one hand, approach 2 really represents the development of an existing delamination in the structure. The defect will be around 15mm length, limiting the out-of-plane displacement possible for the previous node. It will calculate the energy release rate G one element further inside the flange width. On the other hand, approach 3 will simulate a perfectly healthy structure, but allowing the opportunity to use the VCCT calculation. Therefore, the energy release rate calculation will be done at the real stiffener flange width.

Skin-stiffened structures design relies mainly in the choice of the skin layup and the flange layup, as well as their dimensions. Using various configurations, a benchmark for compression and shear will be provided in order to verify the preliminary design rules proposed by Kassapoglou [1].

Experimental setup and conditions

This paper studies two different loading cases: a compression loading and a shear loading. The first part of the study will focus on one compression model and one shear model, C-L1 and S-L1, the same models presented by Matsubara [10]. The description of the other models will be provided later.

The compression model is called C-L1 (C1): it combines a rectangular skin of lay-up $(-45/+45/0/90/0/+45/-45)$ with 4 stiffeners of lay-up $(-45/0/45/0/90/0/-45/90/45)_s$ and a J web shape. Dimensions and details are illustrated in figure 3. The shear model is called S-L1 (S1) and presents a slightly different geometry with a T web shape. The skin has a $(+45/-45/0/90/0/-45/+45)$ lay-up and the stiffeners have a $(-45/+45/0/90/0/-45/+45/0/90/-45)_s$. One can also find details in figure 3. No drop-off was designed to connect the flange with the skin: one is exactly in the situation of a stress singularity limiting the use of stress-fields in predicting failure. That is why fracture mechanics is essential in this case study.

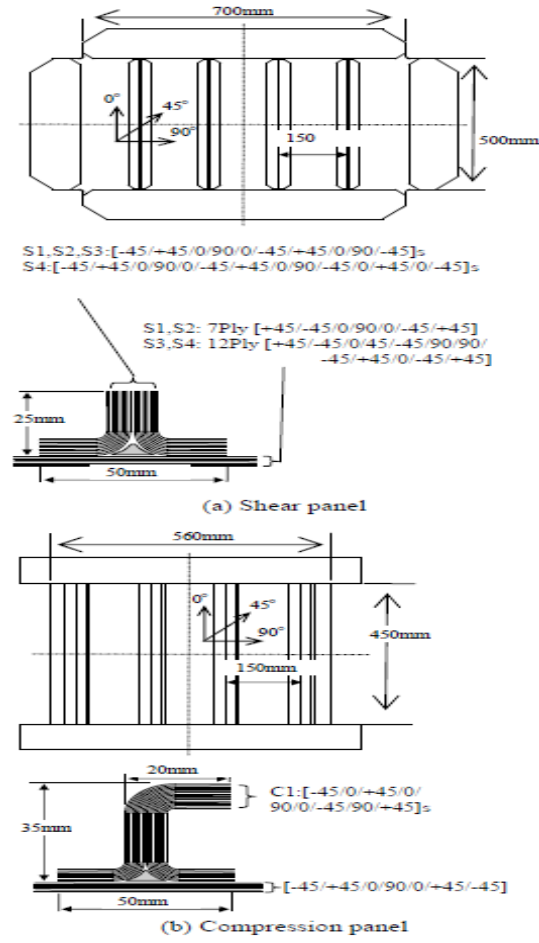


Figure 3: Geometry and Layups for a) shear panel S-L1 (S1) and b) compression panel C-L1 (C1) [10]

Boundary conditions of the problem are illustrated in figure 4.

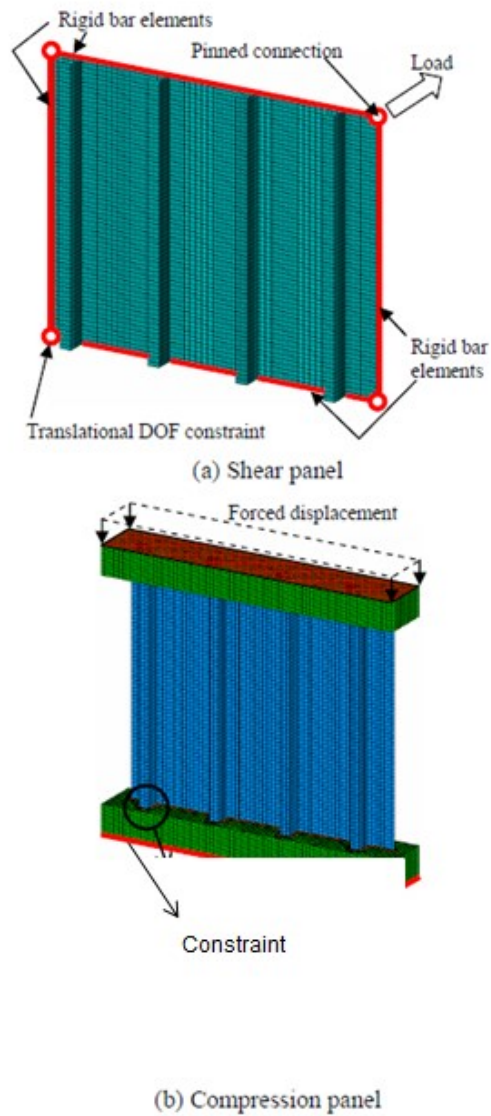


Figure 4: Boundary conditions for a) shear panel and b) compression panel [10]

Comparison between the three different approaches will be available for these two models. In addition to that, other configurations have been studied as presented previously, summed up in the table below:

Table 1 : Summary of all the models tested

		Skin layup	Flange layup	Flange / skin thickness ratio	Flange width / thickness
Skin layup	Compression	C-I1 [-45/45/0/90/0/45/-45]	[-45/0/45/0/90/0/-45/90/45]	1.285714286	29,39
		C-I2 [0/0/0/0/0/0]	[-45/0/45/0/90/0/-45/90/45]	1.285714286	29,39
		C-I3 [90/-45/45/0/45/-45/90]	[-45/0/45/0/90/0/-45/90/45]	1.285714286	29,39
	Shear	S-I1 [45/-45/0/90/0/45/45]	[-45/45/0/90/0/-45/45/0/90/-45]	1.428571429	26,46
		S-I2 [0/0/0/0/0/0]	[-45/45/0/90/0/-45/45/0/90/-45]	1.428571429	26,46
		S-I3 [90/-45/45/0/45/-45/90]	[-45/45/0/90/0/-45/45/0/90/-45]	1.428571429	26,46
Flange / skin thickness ratio	Compression	C-FT1 [-45/45/0/90/0/45/-45]	[-45/0/45/0/90/0/-45/90/45]	1.285714286	29,39
		C-FT2 [-45/45/0/90/0/45/-45]	[-45 ₂ /0 ₂ /45 ₂ /0 ₂ /90 ₂ /0 ₂ -45 ₂ /90 ₂ /45 ₂]	2.571428571	14,7
		C-FT3 [-45/45/0/90/0/45/-45]	[-45/0/90/0/45]	0.714285714	52,9
	Shear	S-FT1 [45/-45/0/90/0/45/45]	[-45/45/0/90/0/-45/45/0/90/-45]	1.428571429	26,46
		S-FT2 [45/-45/0/90/0/45/45]	[-45 ₂ /45 ₂ /0 ₂ /90 ₂ /0 ₂ -45 ₂ /45 ₂ /0 ₂ /90 ₂ /45 ₂]	2.857142857	13,23
		S-FT3 [45/-45/0/90/0/45/45]	[-45/0/45/45/0/-45]	0.857142857	44,1

Each of these finite element models have been developed in order to assess the effect of three parameters on the mechanical behaviour of the structure: the skin layup, the flange/skin thickness ratio and the flange width/thickness ratio. The value of these parameters for every model is illustrated in the previous table.

A study of the convergence has been done to assess the critical size of element in the skin to get a good enough value of the buckling load. Three different element sizes were tested and the buckling load was plotted versus the total number of elements in the

model. Figure 5 illustrates this result. The asymptotic value of the buckling load here is 62.3 kN. The 3 element sizes used were 20, 10 and 5 mm. In order to get a reasonable value of the buckling load (within 10% of error) and a minimum computing time, models will be simulated with a size of elements in the skin of 10 mm.

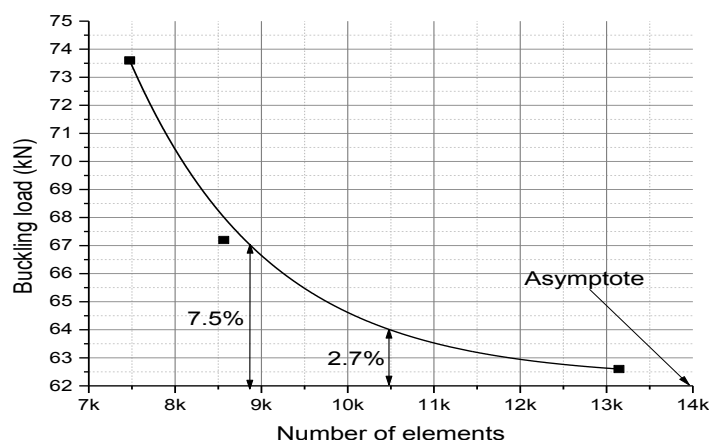


Figure 5: Convergence analysis of the buckling load for stiffened panel C1

The size of elements in the flange will vary depending on the type of analysis provided, buckling analysis or VCCT calculation.

ANSYS terminology, limitations and FEM

The purpose of this project is to use the VCCT approach to calculate the energy release rate along the stiffener flange and observe delamination growth. The *ANSYS* software used in this project proposes a VCCT feature directly. However, some limitations apply in the scope of this software:

- Firstly, the VCCT calculation is allowed only using linear elements.
- Secondly, only structural solid elements are available for this method.

Indeed, the size of the model represents an issue in terms of computing capacity. Using solid elements also means really long computing times and by the way lack of efficiency. Therefore, a hybrid model was developed to combine the *ANSYS* software abilities and the computing limitations. This model is illustrated in figure 6.

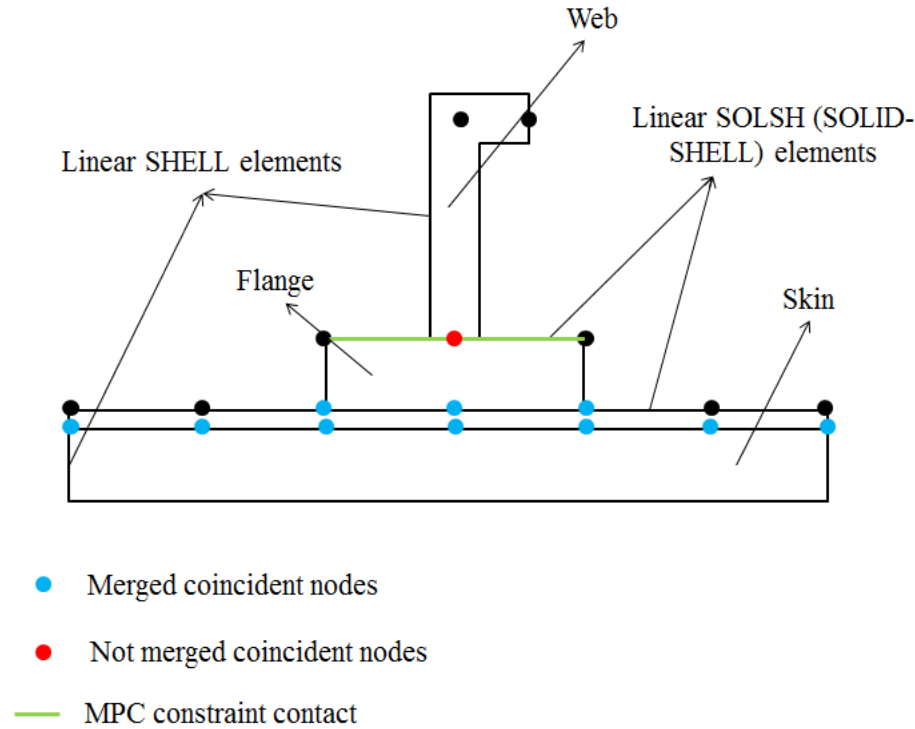


Figure 6: Description of the hybrid SOLID-SHELL modeling process

The skin is almost entirely designed with shell elements, except the last layer which is meshed with hybrid solid-shell elements. The nodes of the shell skin are offset at the top, allowing the coincidence with the nodes of the solid-shell skin. Thus, these nodes can be merged to create a unique skin. The flange is also meshed with hybrid solid-shell elements, providing a solid-shell – solid-shell interface to implement VCCT. The nodes can also be merged here, connecting the skin with the flange. Finally, the web is meshed with coarse shell elements, and a line-to-surface MPC contact is created in order to connect the flange and the web. A progressive meshing was used in the stiffener region, refining the elements in the area where the VCCT calculation will occur.

Solid-shell elements have degrees of freedom and nodes of solid elements, but a section can be associated to them, like shell elements. Therefore, only eight nodes are needed to create a multi-layered composite material. One can use VCCT with these elements and also reduce the degrees of freedom of the problem to reach better computing time.

This modeling approach brings into the light two main issues:

- Firstly, shell elements are designed to give material properties in the mid-plane of the layer. Offsetting the nodes in the shell structure will lead to a modification of the stiffness matrix, which is complicated to evaluate. In the scope of this project, this hybrid model will be used anyway, but the first step in the finite element

- analysis will be to compare the results obtained with the Matsubara approach (approach 1).
- Secondly, in order to reach the best correlation possible with experimental tests, one has to check the quality of the results provided by solid-shell elements in ANSYS software. In order to do so, a benchmark conducted by Krueger [14] in ANSYS proposed 2D static mixed-mode SLB displacement-controlled test getting close to skin-stiffener debonding situation. 3D equivalent model have been developed, including VCCT calculation and a refined mesh in the delaminated area, with two different types of elements: 8 node solid elements SOLID185 and 8 node hybrid solid-shell elements SOLSH190. Figure 7 illustrates the model and figure 8 displays the load-displacement curve of the structure for the two different types of elements.

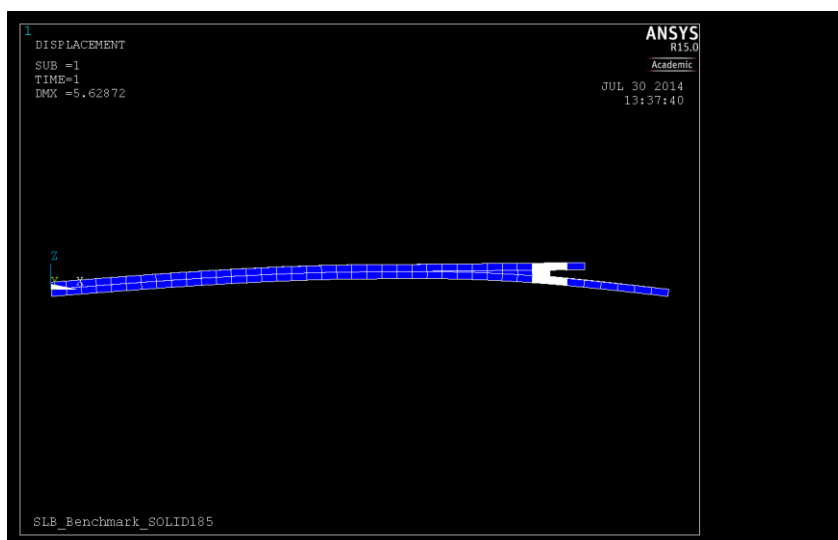


Figure 7: Meshing and deformed shape of the SLB specimen

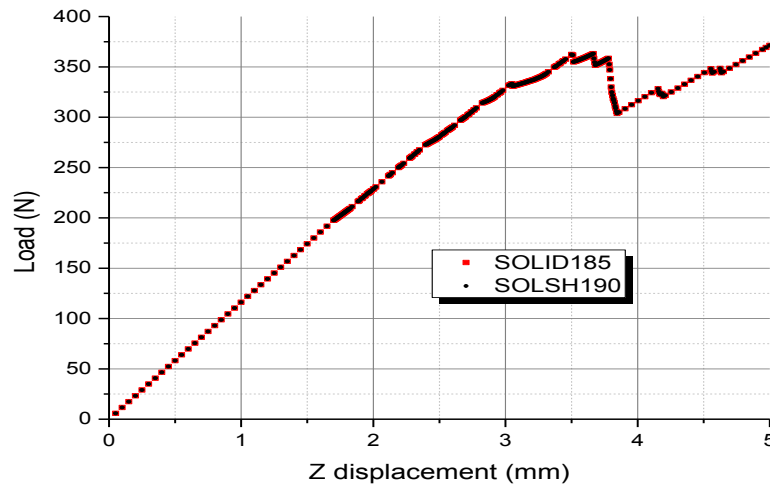


Figure 8: Load displacement curve for the SLB specimen with linear SOLID elements (red) and linear SOLID-SHELL elements (black)

Obviously, exact similar results are obtained in both cases, validating the hybrid model used.

Approach 1

In the first approach used in this paper, another model was developed to calculate the G_0 -values. This model uses the same lay-ups and dimensions, however it will only illustrates a one element width debonding between the last layer of the skin and the first layer of the flange, as showed in figure 10. Symmetric boundary conditions are used to simulate the presence of the rest of the panel, except in the case of in-plane shear load S which needs periodic boundary conditions to generate results. The size L was chosen as half the distance between two stiffeners (75 mm), and the size of the flaw a as 5 mm.

Delamination interface angle	G_{IC}	G_{IIC}	G_{IIIC}
0//0	321	1028	1714
+45// -45	611	1225	877
0//90			-

Figure 9: Value of the critical energy release rate G proposed by Matsubara and used in this project [10]

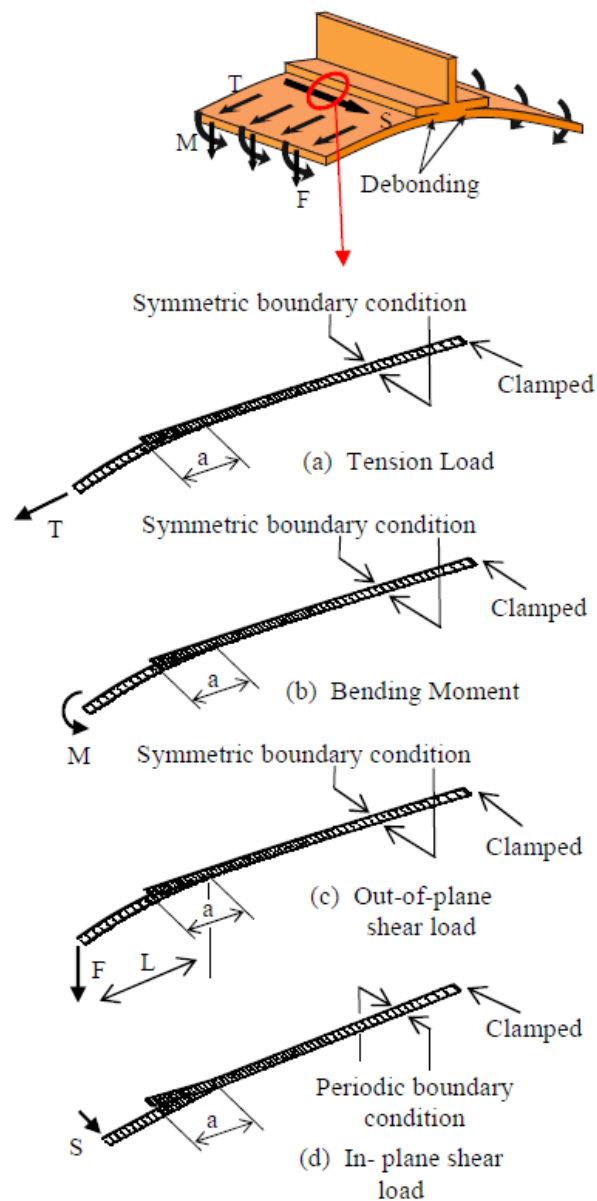


Figure 10: Strip models developed for approach 1 [10]

Protocol

Once the model was designed, different steps were carried out in this project:

- A modal analysis with a unit load in order to assess the buckling load
- A non-linear static analysis at the real loading, firstly to see if the mode in which the panel buckles is the one wanted. If not, force a deformation of the geometry

thanks to the modal analysis in order to constraint the model to buckle in the right mode. In this case, the panel buckles naturally in the right mode.

Analytical approach

Aircraft structures lives start with a preliminary design that helps predicting the global behavior of the structure. The knowledge of the critical buckling load for a stiffened panel is essential in order to anticipate the postbuckling behaviour of the system. Kassapoglou [1] proposed an analytical approach in order to estimate the buckling load for a stiffened panel or the minimum bending stiffness of the lay-up needed to ensure that the skin buckling occurs before or at the same time as the global buckling.

Buckling load

Let's talk about a plate with three sides simply supported and one side free subjected to uniaxial compression. The governing equation obtained from the Von Karman equation is:

$$D_{11} \frac{\partial^4 \omega}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 \omega}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 \omega}{\partial y^4} = N_x \frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} + N_y \frac{\partial^2 \omega}{\partial y^2}$$

One will try to assess the buckling load and to do so, the first step is to approximate the out-of-plane displacement of the structure with a function satisfying all boundary conditions:

$$\begin{aligned} \omega = M_x &= -D_{11} \frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} - D_{12} \frac{\partial^2 \omega}{\partial y^2} = 0 \text{ at } x = 0 \text{ and } x = a \\ \omega = M_y &= -D_{12} \frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} - D_{22} \frac{\partial^2 \omega}{\partial y^2} = 0 \text{ at } y = 0 \text{ and } y = b \end{aligned}$$

Such a function can be:

$$\omega = \sum \sum A_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}$$

Substituting in the governing equation, defining the plate aspect ratio (AR = length/width), one can express the critical buckling load such as:

$$N_0 = \frac{\pi^2 \left[D_{11}m^4 + 2(D_{12} + 2D_{66})m^2n^2(AR)^2 + D_{22}n^4(AR)^4 \right]}{a^2 (m^2 + kn^2(AR)^2)}$$

The buckling load per unit width N_0 is a function of the number of half-waves of the plate in both x and y directions, respectively represented by m and n. The sought for the critical buckling load means minimizing this equation with respect to m and n. Therefore one has here access to the buckling load of the panel. However few modifications have to be done in order to take into account the mechanical changes induced by the stiffeners. Indeed, the stiffness matrix will be modified by the addition of stiffeners. Kassapoglou highlighted the fact that in the case of an open cross-section web (that is the case with a J or T web), only coefficients A_{11} and D_{11} of the stiffness matrix are subject to significant modifications. One can say:

$$(A_{11})_{stiff} = \frac{(EA)_{stiff}}{d \text{ between stiffener}}$$

$$(D_{11})_{stiff} = \frac{(EI)_{stiff}}{d \text{ between stiffener}}$$

Which finally gives:

$$(A_{11})_{eq} = (A_{11})_{skin} + \frac{(EA)_{stiff}}{d \text{ between stiffener}}$$

$$(D_{11})_{eq} = (D_{11})_{skin} + \frac{(EI)_{stiff}}{d \text{ between stiffener}}$$

Finally a preliminary access to the buckling load of the structure simply supported is available quite easily. Nevertheless, the boundary conditions studied are not exactly the ones of the project. This particular case is much more complicated to solve. Hopefully, Kassapoglou proposed simple relationships relating the buckling load of stiffened panels depending on their boundary conditions in the case of compression loading as illustrated in figure 11.

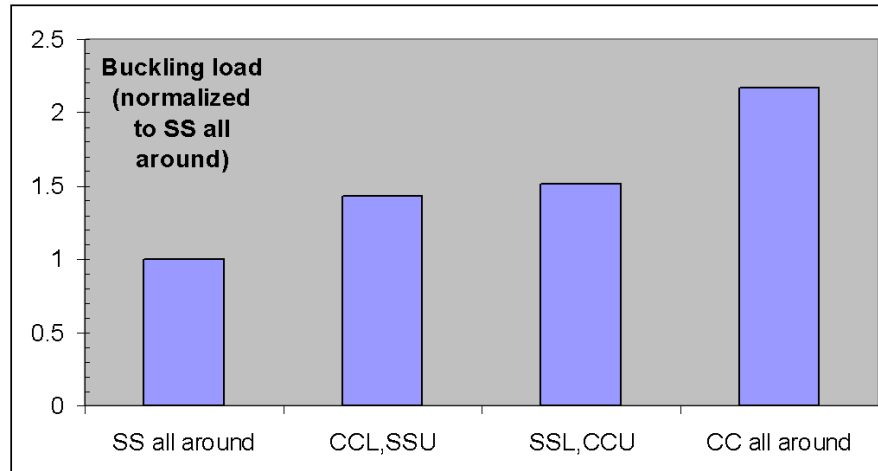


Figure 11: Correlation of the buckling loads for a compression case depending on their boundary conditions [1]

The loading case studied is a 2 side free 2 side clamped compression loading, which does not appear in the list above. In order to be more conservative, one will consider the clamped all around situation as an equivalent, and a factor of 2.5 will be used to calculate the buckling load of this particular structure.

The simply supported case gives a buckling load of 18.2 kN for the skin between stiffeners, which leads to a preliminary value of 45.5 kN for the loading case studied. Following the same procedure, the buckling load of the whole panel obtained is 124 kN, meaning that the preliminary design is consistent with the aim to have the skin buckling occurring before the panel buckling. This value is really conservative, which is a good thing for a first calculation. The difference can be explained by the different approximations used during the calculation.

As far as the shear loading case is concerned, the process is even more complicated and Kassapoglou developed empirical equations for similar situations:

$$N_{xy} = \frac{\frac{\pi^4 b}{a^3}}{\sqrt{\frac{14.28}{D1^2} + \frac{40.96}{D1D2} + \frac{40.96}{D1D3}}}$$

$$D1 = D_{11} + D_{22} \left(\frac{a}{b} \right)^4 + 2(D_{12} + 2D_{66}) \left(\frac{a}{b} \right)^2$$

$$D2 = D_{11} + 81D_{22} \left(\frac{a}{b} \right)^4 + 18(D_{12} + 2D_{66}) \left(\frac{a}{b} \right)^2$$

$$D3 = 81D_{11} + D_{22} \left(\frac{a}{b} \right)^4 + 18(D_{12} + 2D_{66}) \left(\frac{a}{b} \right)^2$$

The same tendency is observed for the shear case with a conservative value of 22 kN compared to the real 38 kN.

Critical bending stiffness

Another part of the preliminary design can be to evaluate the minimum requirements in terms of mechanical properties for the material to support the loading one expects to encounter. In order to give the stiffened panel the best postbuckling capacity, this one has to be conceived such a way that the buckling of the skin between two stiffeners will happen before the global buckling of the panel as a whole [1]. In the case of the compression loading, the minimum bending stiffness necessary to ensure this local buckling before the global buckling can be assessed.

According to the fact that the total applied force is distributed between the skin and stiffeners according to their respective axial stiffness, the force acting on the skin is:

$$F_{skin} = \frac{bA_{11}}{bA_{11} + b \frac{EA}{d}} F_{TOT} = \frac{A_{11}}{A_{11} + \frac{EA}{d}} F_{TOT}$$

With d the distance between the stiffeners. One can then write the buckling load of the skin between two stiffeners, and also the buckling load of the panel as a whole:

$$N_{skin} = \frac{\pi^2 \left[D_{11}k^2 + 2(D_{12} + 2D_{66})(\overline{AR})^2 + D_{22} \frac{(\overline{AR})^4}{k^2} \right]}{a^2}$$

$$N_{panel} = \frac{\pi^2 \left[(D_{11})_p m^2 + 2((D_{12})_p + 2(D_{66})_p)(AR)^2 + (D_{22})_p \frac{(AR)^4}{m^2} \right]}{a^2}$$

Where k (m) is the number of half-waves into which the skin (panel) buckles, D_{ij} respectively for the skin and for the combination of skin+stiffeners, AR the aspect ratio. The bar means that it represents the aspect ratio of the skin between stiffeners.

Knowing that:

$$N_{panel} = \frac{F_{TOT}}{b}$$

Combining these equations and solving for F_{TOT} gives:

$$F_{TOT} = \frac{A_{11} + \frac{EA}{d}}{A_{11}} \frac{\pi^2 b \left[D_{11}k^2 + 2(D_{12} + 2D_{66})(\overline{AR})^2 + D_{22} \frac{(\overline{AR})^4}{k^2} \right]}{a^2} = \frac{\pi^2 b \left[(D_{11})_p m^2 + 2((D_{12})_p + 2(D_{66})_p)(AR)^2 + (D_{22})_p \frac{(AR)^4}{m^2} \right]}{a^2}$$

This equation implies that the force at which the skin buckles is the same as the one at which the whole panel buckles.

Equating the right hand side of the two equation of the force, one obtains:

$$\frac{dN_{skin}}{dk} = 0 \rightarrow k = \left(\frac{D_{22}}{D_{11}} \right)^{1/4} \left(\frac{a}{d} \right)$$

As far as k and m are concerned, their value can be fixed right now because of our knowledge of our experiment. Here m = 1 because the global buckling occurs with only one half wave (almost always the case). After FEM simulation one can notice that k = 5 or 6, value introduced in the previous equation.

Finally, the following equation appears:

$$D_{11} + \frac{(EI)_{stiff}}{d} + 2(D_{12} + 2D_{66})(AR^2) + D_{22}(AR)^4 = \underbrace{\left(A_{11} + \frac{EA}{d} \right)}_L \left[D_{11} \sqrt{\frac{D_{22}}{D_{11}} AR^2} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \overline{AR}^2 + D_{22} \frac{\overline{AR}^4}{\sqrt{\frac{D_{22}}{D_{11}} AR^2}} \right]$$

Giving the expression for the minimum bending stiffness EI:

$$EI = D_{11}d \left[\sqrt{\frac{D_{22}}{D_{11}}} \left(2\lambda \overline{AR}^2 - \sqrt{\frac{D_{22}}{D_{11}}} (AR)^4 \right) + \frac{2(D_{12} + 2D_{66})}{D_{11}} \left(\lambda \overline{AR}^2 - (AR)^2 \right) - 1 \right]$$

The minimal bending stiffness necessary calculated is around $1e8 \text{ Nm}^2$. Measuring the one of the stiffener C1, the value of $1,8e8 \text{ Nm}^2$ is obtained. Therefore, the design seems to be correct for the stiffened panel, which is confirmed by FEM simulation where the buckling mode activated is the skin buckling (see figure 12).

FE modeling approach

Calculation of the buckling load

In order to reach a great similarity between the model and the literature results, it is really important to focus on the boundary conditions. They influence the buckling load and the global behavior in an important way.

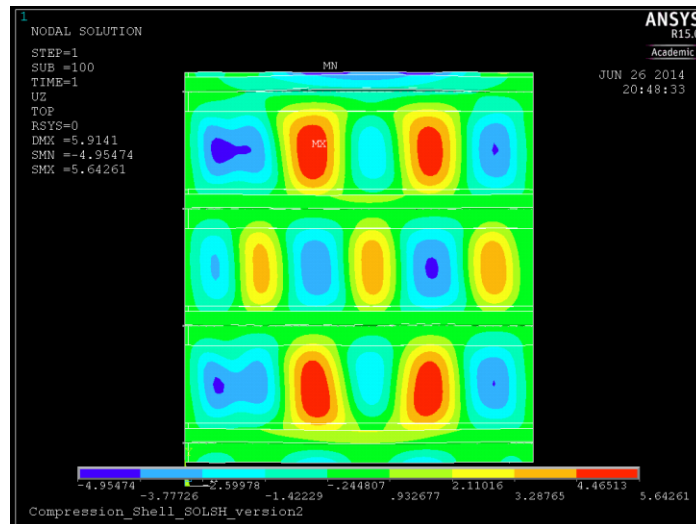


Figure 12: Buckling shape of C-L1 model under 450 kN

Figure 12 illustrates the buckling shape of the C-L1 model loaded under 450 kN. One can notice that the buckling face seems similar with the result presented by Matsubara. There is an excellent correlation between the z displacements in the middle line of the plate of the two models, as highlighted by figure 13.

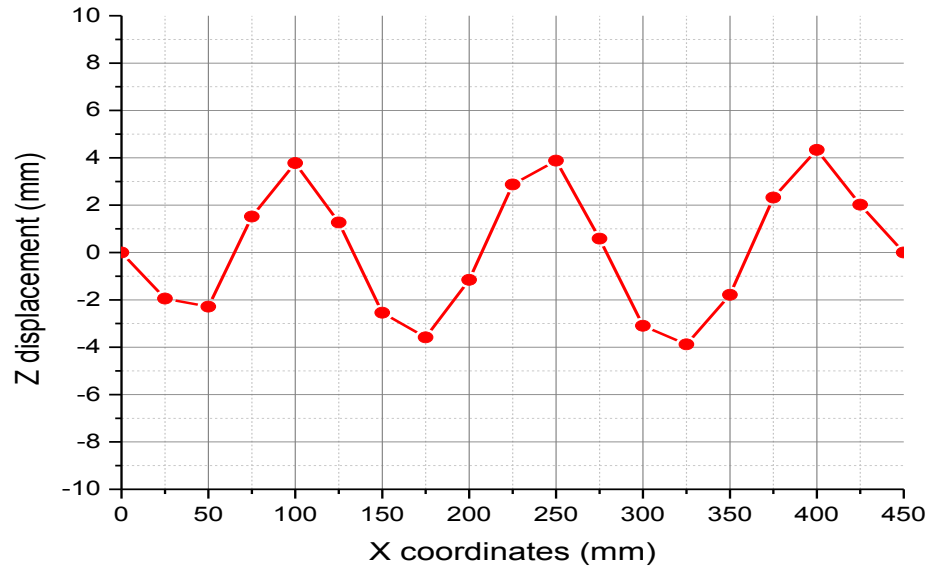


Figure 13: Z displacement along the x coordinates at the middle of the plate for model C-L1 under 450 kN

The modal analysis gave a buckling load of 68 kN versus 71.9 kN for the theoretical value of Matsubara [10]. The slight difference of buckling load can be explained by the fact that Matsubara used a complete SHELL element model, contrary to the model presented previously. In order to verify the most precisely possible the hypothesis formulated, another model was developed with 100% of SHELL elements and gave a buckling load of 70.5 kN. These results show an excellent correlation with Matsubara work.

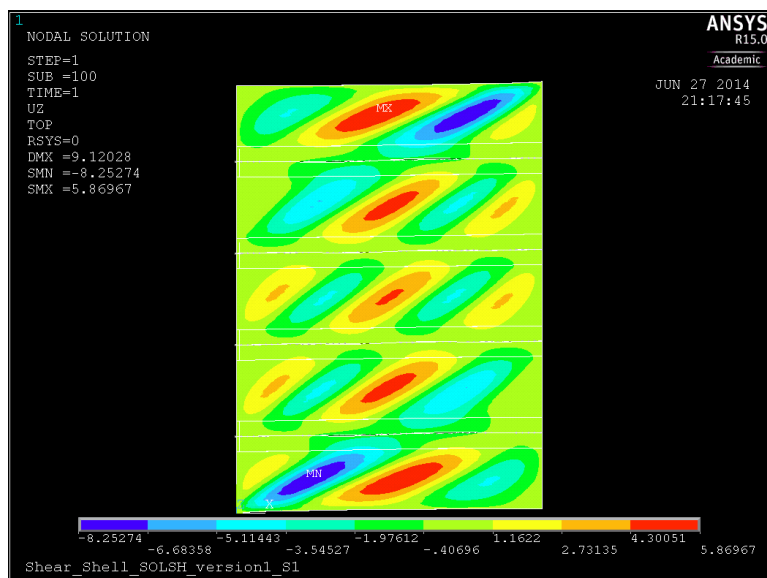


Figure 14: Buckling shape of S-L1 model under 200 kN

Figure 14 shows the buckling shape of the S1 model loaded under 200 kN. Exactly like in the case of C1, the buckling shapes are really similar, which is confirmed by the Z displacement at the middle of the panel shown in figure 15. The buckling load calculated is 38 kN, versus 37.7 kN theoretical value of Matsubara.

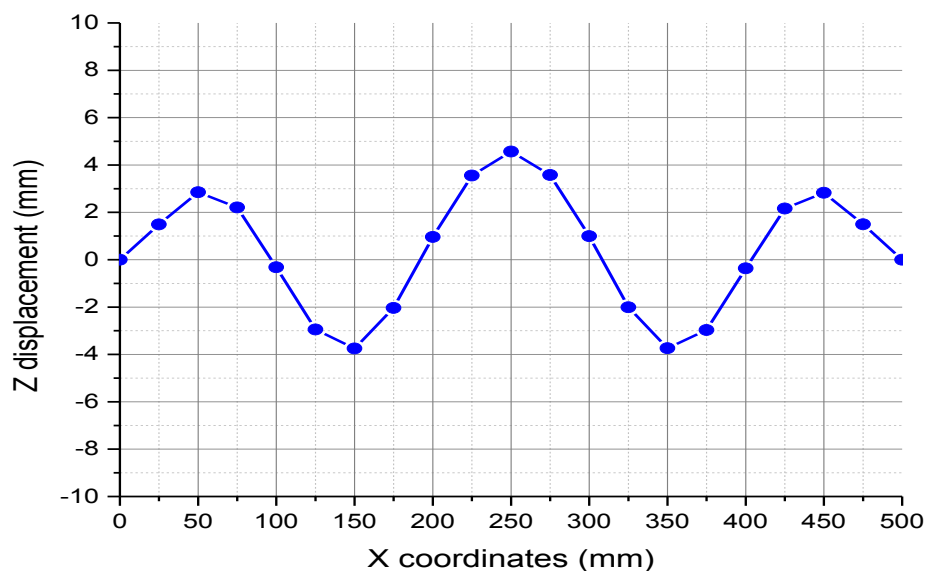


Figure 15: Z displacement along the x coordinates at the middle of the plate for model S-L1 under 200 kN

All these results present a great correlation with FEM work carried out by Matsubara and also with experimental results presented in this same article [10]. Therefore, energy release rate calculation will be carried out on these models according to the different approaches explained earlier.

Load displacement curves with two different skin layups for compression and shear loadings have been carried out and plotted in parallel with the buckling shape in order to observe the buckling stopper effect of the stiffener with the stiffness of the skin. Figure 16 and 17 illustrates respectively these curves for the compression case C-L1 and C-L2.

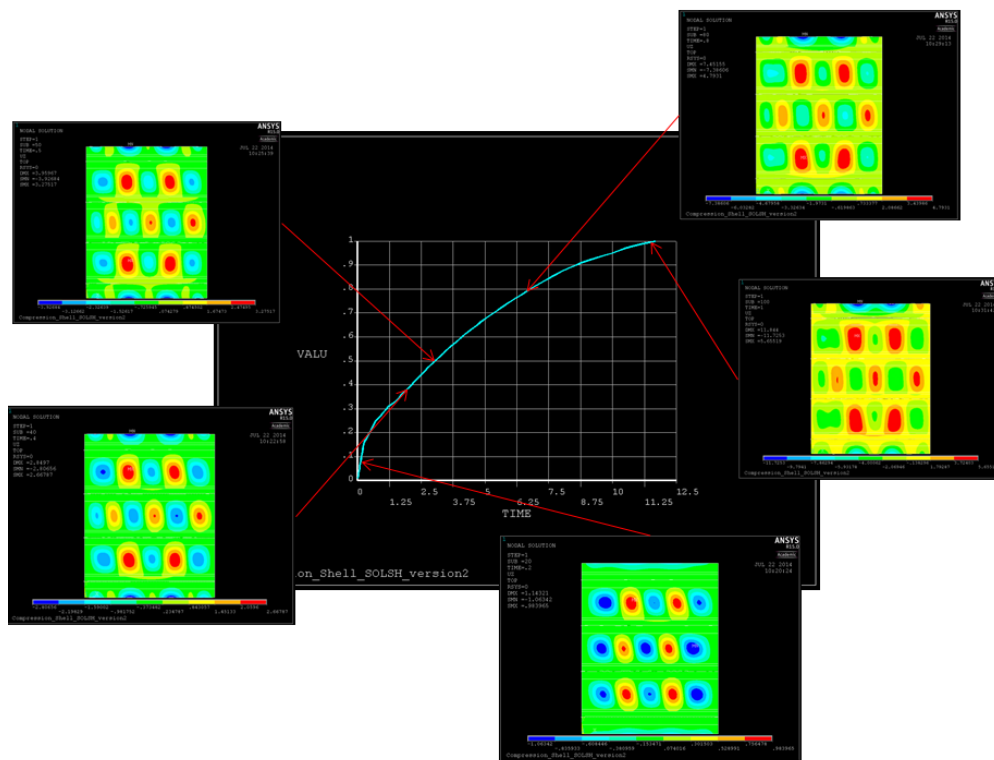


Figure 16: Load displacement curve of panel C-L1

Both curves present a non-linear behaviour expected. For C-L1, a displacement of 11.5 mm is observed at the maximum loading 450 kN. Stiffeners seem to maintain buckling away until around 40 to 50% of the maximum load. Stiffeners 1 and 3 are the first ones to buckle. As far as C-L2 is concerned, a displacement of 14 mm is observed for the same loading. A little more chaotic behaviour can be noticed around 30% of the maximum loading where a peak of load appears. The buckling of all the stiffeners starts before 30%, and continues to amplify until 450 kN. These results are consistent with the mechanical properties of the two skin layups tested: C-L1 has a better bending stiffness than C-L2, pushing away the buckling phenomenon of the skin.

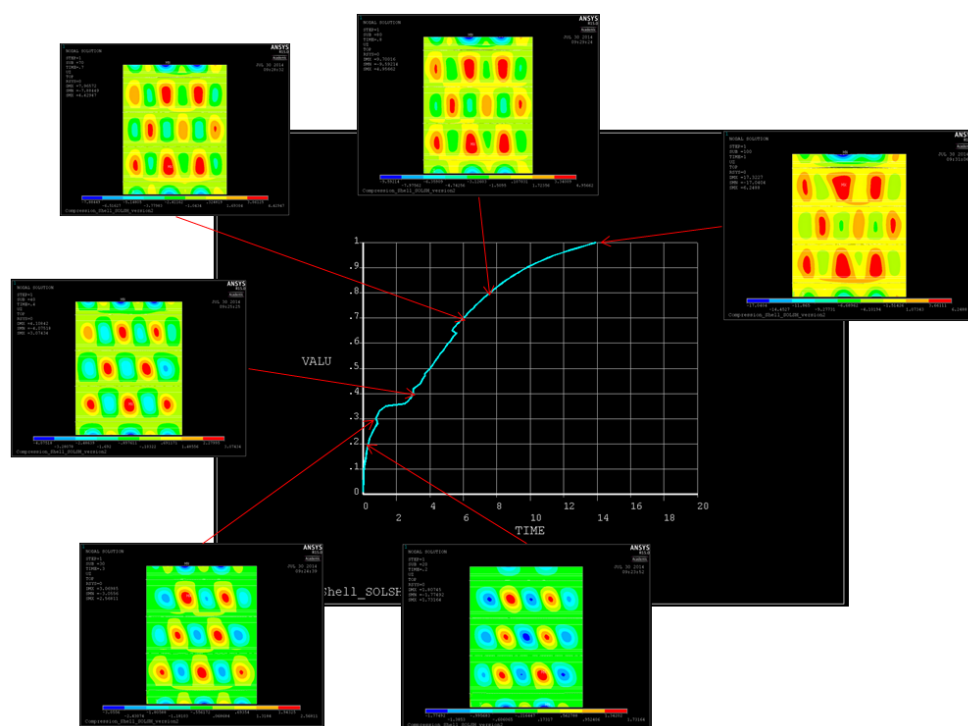


Figure 17: Load displacement curve of panel C-L2

Similar results and observations can be carried out with the shear loading case in figure 18 and 19 illustrating the load displacement curves for samples S-L1 and S-L2 respectively.

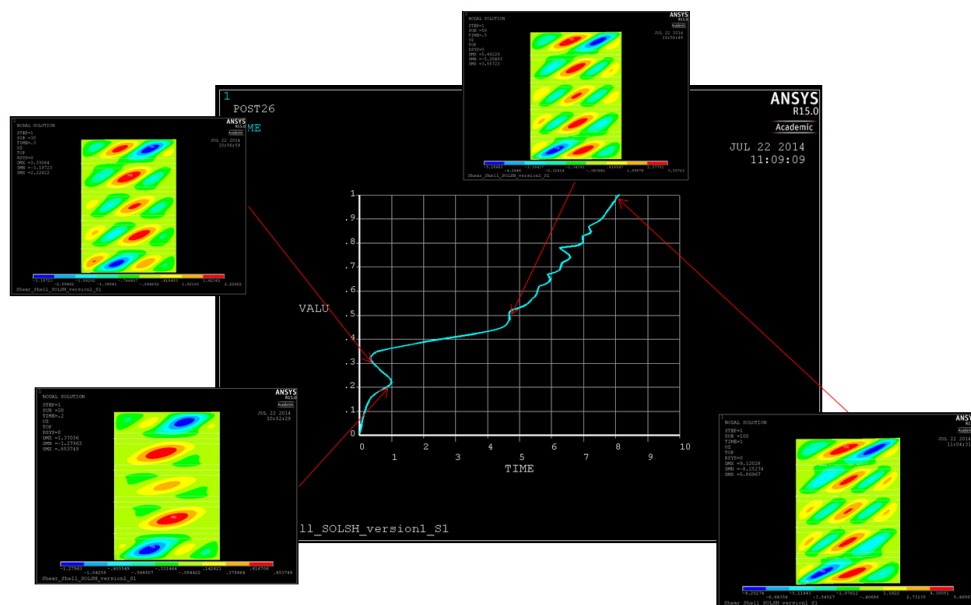


Figure 18: Load displacement curve of panel S-L1

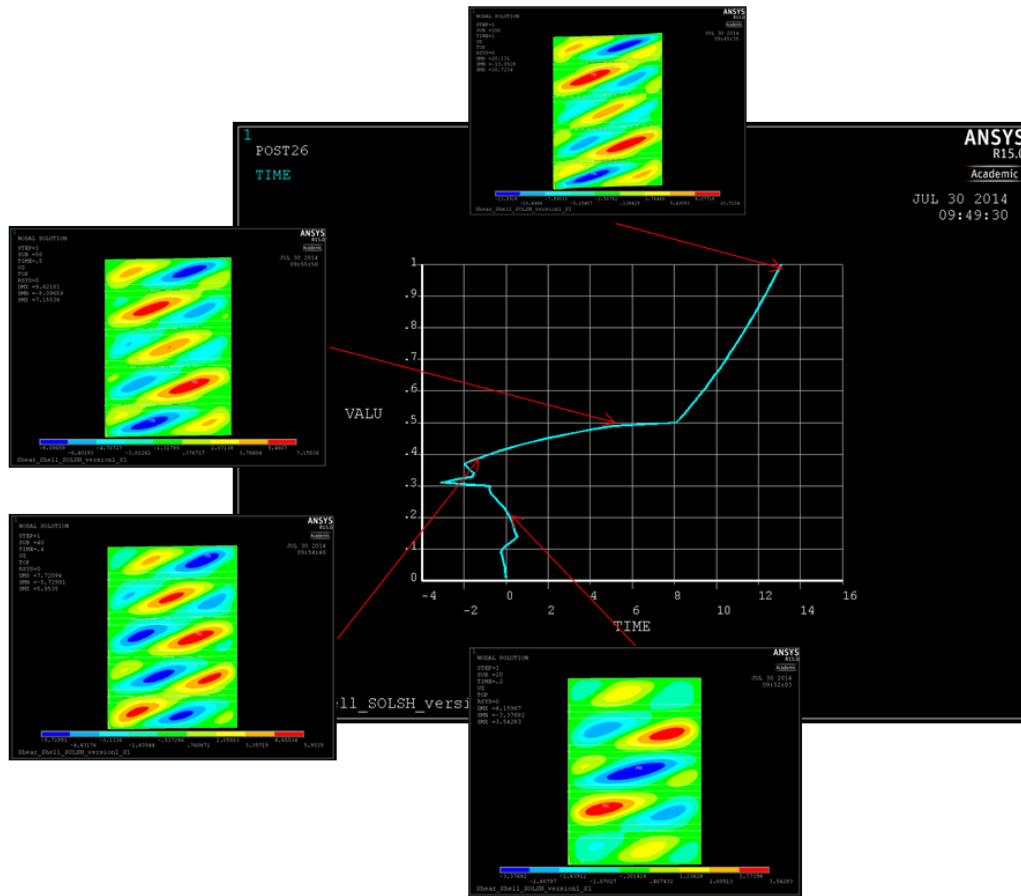


Figure 19: Load displacement curve of panel S-L2

Less standard curves are obtained here as the panel seems not to enter directly the final buckling mode. Consequently, one can observe firstly a negative out-of-plane displacement until the mode expected starts, at around 30% of the maximum load for both S-L1 and S-L2. Concerning S-L1, the buckling of the stiffeners starts around 40% of the maximum load at the first stiffener. In S-L2, this phenomenon appears a bit earlier, around 35%. The shape of the load displacement curve could also be explained by a problem in the boundary conditions of the shear test.

The effect of the layout seems a little less significant for the shear loading case. In the equations proposed by Kassapoglou [1], both compression and shear buckling loads are dependant of stiffness matrix parameters D_{11} , D_{12} , D_{22} and D_{66} . Therefore, the differences of buckling phenomenon are probably due to the importance of factors behind these parameters.

Calculation of G and validation of different approaches

The first approach illustrates the work provided by Matsubara, and presented in the state of the art. This approach allows calculating directly the energy release rate at the end of the stiffener flange with no insertion of an artificial delamination. Matsubara carried out the three normalized energy release rate for each mode along one stiffener flange, illustrated in figure 20.

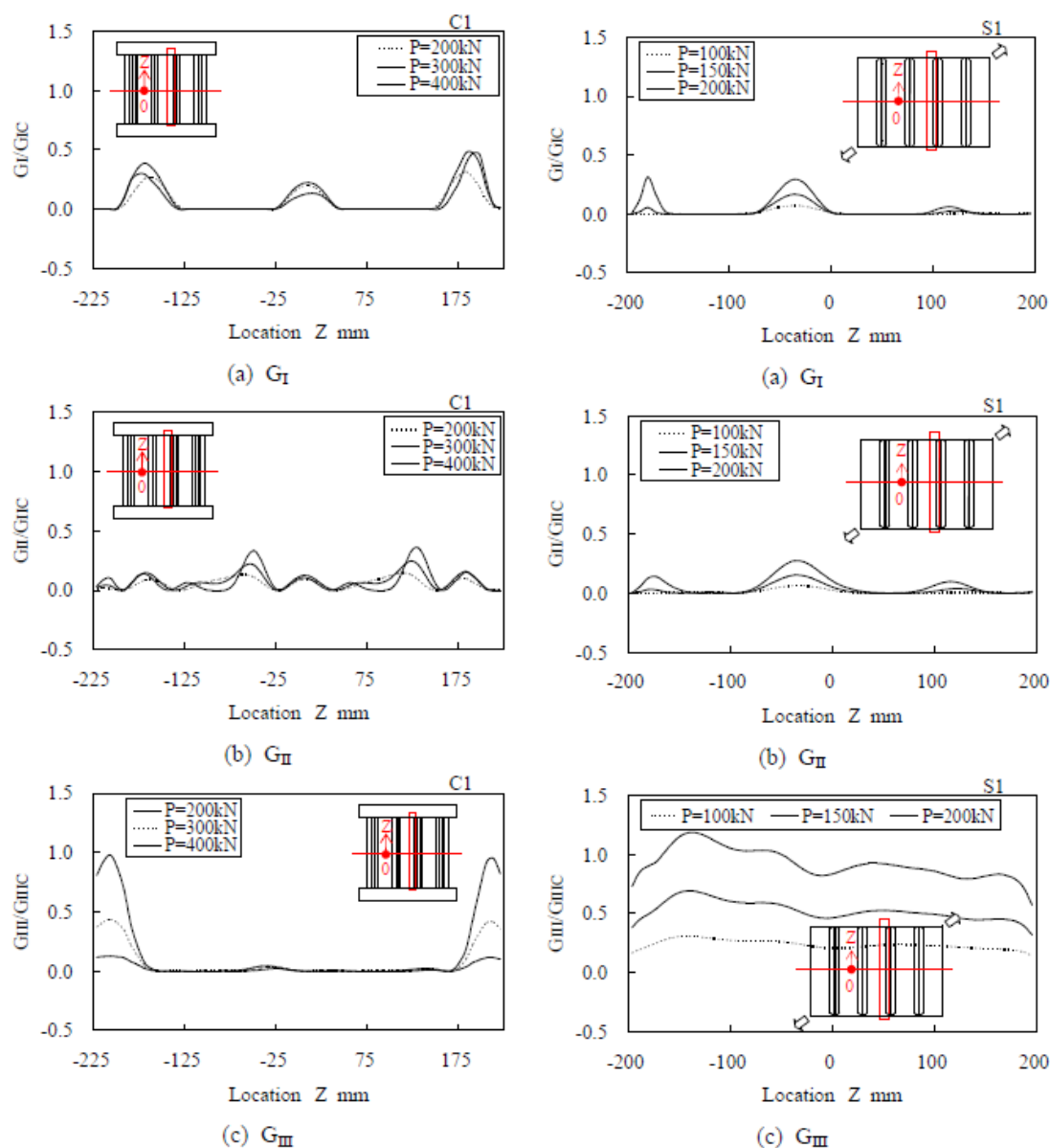


Figure 20: Normalized G values following approach 1 for left) compression testing C-L1 and right) shear testing S-L1 [10]

One can notice the importance of G_{III} on the global G_T , especially in the shear case. Every G oscillates around 0 with isolated peaks representing more or less critical hot spots of the structure.

The implementation of a fracture criterion provides information about the critical load and the location of onset of delamination. Matsubara used a power-law:

$$f = \left(\frac{G_I}{G_{IC}} \right)^{\eta_1} + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}} \right)^{\eta_2} + \left(\frac{G_{III}}{G_{IIIC}} \right)^{\eta_3}$$

Which gives the following results:

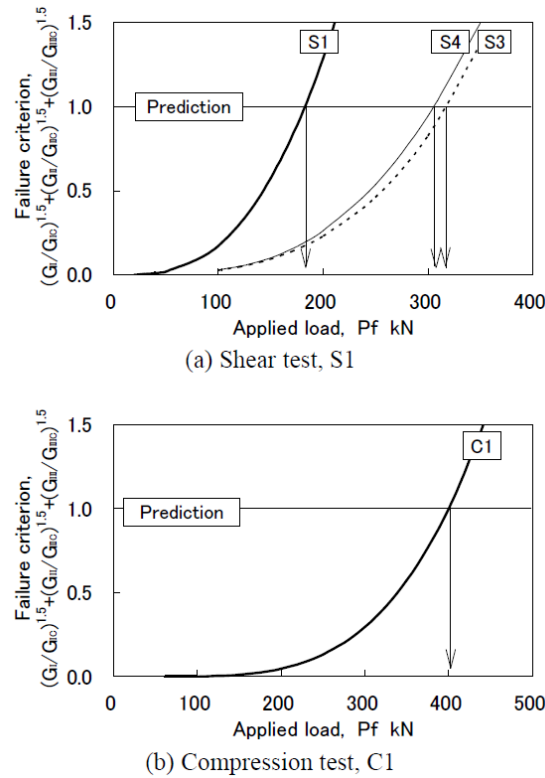


Figure 21: Power-Law failure criterion proposed by Matsubara [10]

One can therefore predict the failure strength of the structure following this process. The critical load for sample C-L1 with approach 1 is 400 kN, whereas it is 180 kN for S-L1.

The second and third approaches present two different results. Approach 3 is similar to approach 1 meaning that it tries to provide information on the onset of delamination at the right width of the flange. Moreover approach 3 gives the opportunity

to study delamination growth. Approach 2 assumes that an initial delamination already exists. It kind of represents a second step in the damage process, where localized flaws try to propagate. Consequently, the results does not carry the same meaning, they are complementary.

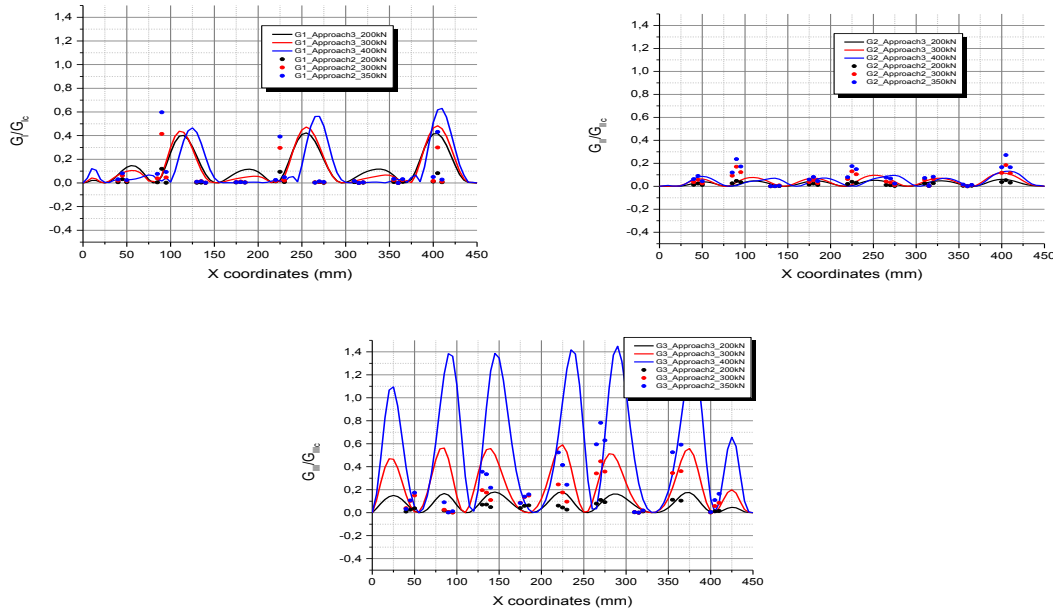


Figure 22: Normalized G values following approach 2 and 3 for C-L1 panel

Figure 22 illustrates the value of the different energy release rates calculated for approach 2 and 3 in model C1. Approach 3 gives a continuous value of G whereas approach 2 implemented 9 artificial flaws regularly positioned along the length of the flange, and consequently gives a value of G at these specific locations. First of all, one can notice the correlation of the results between approach 2 and 3. Despite the fact that these two approaches do not illustrate exactly the same phenomenon, a great consistency can be highlighted concerning the hot spots along the stiffener flange. The slight discrepancy in the results can be explained by the fact that 9 flaws at specific positions have been used. Therefore, a G peak at a given x position can be shifted just a little bit in this case.

Similar results can be found in figure 23. One can notice that G_{III} gives extremely high values as it was already the case for C-L1. Moreover, G_I shows also pretty high values distributed in 3 main peaks.

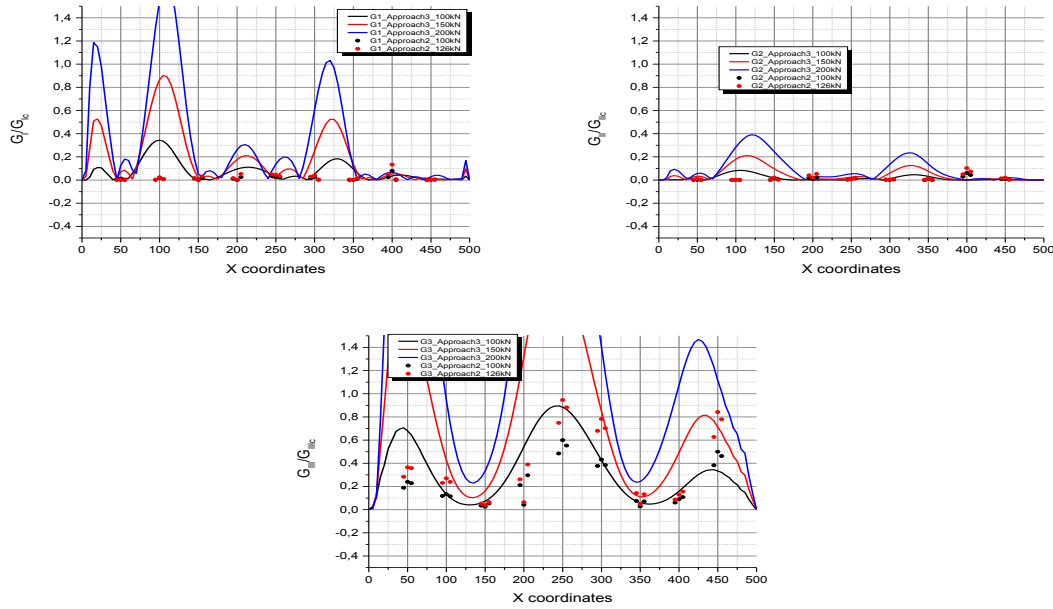


Figure 23: Normalized G values following approach 2 and 3 for C-L1 panel

The modified Benzeggagh-Kenane fracture criterion chosen for this project was applied to models C-L1 and S-L1 using both approach 2 and 3. Results are referenced into table 2.

Concerning model C-L1, both approaches highlighted a critical point around $x = 225$ mm, in the middle of the plate, where the out-of-plane displacement is maximum. The critical load for approach 2 is 382 kN, really close to the one proposed by approach 1. Approach 3 gives a critical load of 293 kN. It is logical to obtain a lower value of failure for approach 3 compared to approach 2 because as explained earlier, approach 3 calculates G at the real flange width, whereas approach 2 calculates a “second” failure because a crack already exists. Therefore, these results are quite consistent and present a good correlation.

For S-L1, the fracture criterion calculated induces failure around $x = 270$ mm for both methods, a critical load for approach 2 of 125 kN and a critical load for approach 3 of 96 kN. This time, the critical load calculated by approach 1 is significantly superior. Approach 2 and 3 remain consistent with each other.

The correlation with Matsubara results (Approach 1) is not really good, especially for G_{III} and the shear loading case. G_I and G_{II} in compression show similar trends with all the approaches whereas G_{III} is flat except near the boundary conditions in approach 1 whereas it represents the highest source of energy release rate with approach 2 and 3 along the whole stiffener flange.

A check of the Matsubara approach highlighted an inhomogeneity in the equation used to calculate G-values from G_0 -values and strip models. Therefore, these results will be put aside and focus will be made on correlation between approach 2 and 3.

Table 2 : Summary of results for all the models tested

Sample name	Buckling load (kN)	Max load by FEM (kN)	Max z displacement at max load (mm)	Critical load to failure (kN) Approach 2	Critical load to failure (kN) Approach 3	Failure location (x coordinates in mm) Approach 2	Failure location (x coordinates in mm) Approach 3	(a/b) ^{1/2} (D22/D11) ^{1/4} 45°	(a/b) ^{1/2} (D22/D11) ^{1/4} whole
C-I1	68	450	4.33	302	293	225	220	2.96577567	0.2670824
C-I2	40.3	450	4.33	300	275	225	210	1.5089755	0.1559035
C-I3	66.6	450	4.68	400	300	90	375	4.4920308	0.20773863
S-I1	38	200	4.57	125	96	250	260	2.96577567	0.20390248
S-I2	17.5	200	7.28	X	58	X	405	1.5089755	0.14059245
S-I3	43	56	1.32	116	88	330	365	4.4920308	0.25940522
C-F11	68	450	4.33	302	293	225	220	2.96577567	0.2670824
C-F12	89.7	450	3.24	No failure at 373 kN	No failure at 365 kN	X	X	2.96577567	0.19339621
C-F13	36.7	292.5	4.96	200	157	90	25	2.96577567	0.26621492
S-F11	38	200	4.57	125	96	250	260	2.96577567	0.20390248
S-F12	44.8	200	4.01	142	100	250	290	2.96577567	0.17095608
S-F13	28.7	200	4.55	120	98	250	260	2.96577567	0.24372923

Benchmark analysis

Effect of the skin layup on the mechanical behaviour

Table 2 illustrates that the critical buckling load increases with the bending stiffness of the skin. The D matrices of the three models in table 3 (respectively C(S)-L1, C(S)-L2 and C(S)-L3 for compression and shear testing) display a global increase of their values with the critical buckling load.

Table 3 : D matrix of left) C-L1 middle) C-L2 right) C-L3 in MPa

C-L1			C-L2			C-L3		
9139	7559	-2077	25420	484	0	3964	2553	-1246
7559	7408	-2077	484	1670	0	2553	18989	-1246
-2077	-2077	6080	0	0	808	-1246	-1246	2877

As mentioned previously, the buckling load depends on D_{11} , D_{12} , D_{22} and D_{66} , meaning that is difficult to fairly judge which one influence the buckling load the most. It is important to notice that L1 for compression and shear is not the same layup, explaining why L1 is not the maximum buckling load for shear case. Nevertheless, it clearly appears than L2 provides the worst bending stiffness of the three models, and consequently the lowest buckling load. Buckling load can vary between 48 to 68 kN for compression and between 17.5 and 43 kN for shear with this modification.

However, the impact of the skin layup on the buckling load seems less significant than the effect of the flange/skin thickness ratio, especially in the case of compression, where bigger variations apply.

Unexpectedly, the maximum out-of-plane displacement observed at the maximum load for each sample does not match with the increasing order in the buckling load. It means that the buckling ability of the structure is not the only thing that leads to a more or less important critical buckling load. Once again, in the case of shear loading, the variability of the results with the layup chosen is much more important (from 1.32 mm to 7.28 mm) than for compression (from 4.33 mm to 4.68 mm). It represents really interesting information in the case where the loading case would be known.

Concerning the critical failure load, it globally follows the same trends as the buckling load with the skin layup selected. The failure point shifts in two different directions for layup 3, but after verification it's only because two similar peaks exist at the almost same value: it could have failed at one point or the other.

The last two parameters in table 2 represent the values of k and m , respectively the number of half waves in the buckling shape of the skin between two stiffeners and of the whole panel. The value of m is below 1, which is in agreement with Kassapoglou expectations because the skin will buckle before the whole panel, whereas k represents

the number of half waves at the onset of buckling. Then the structure enters the mode expected in its post-buckling life and k becomes equal to 5 or 6 depending of the structures.

Using approach 3, the value of G has been plotted along the stiffener flange for the three different layups presented previously, for compression and shear loading. Figures 24 and 25 illustrate these results.

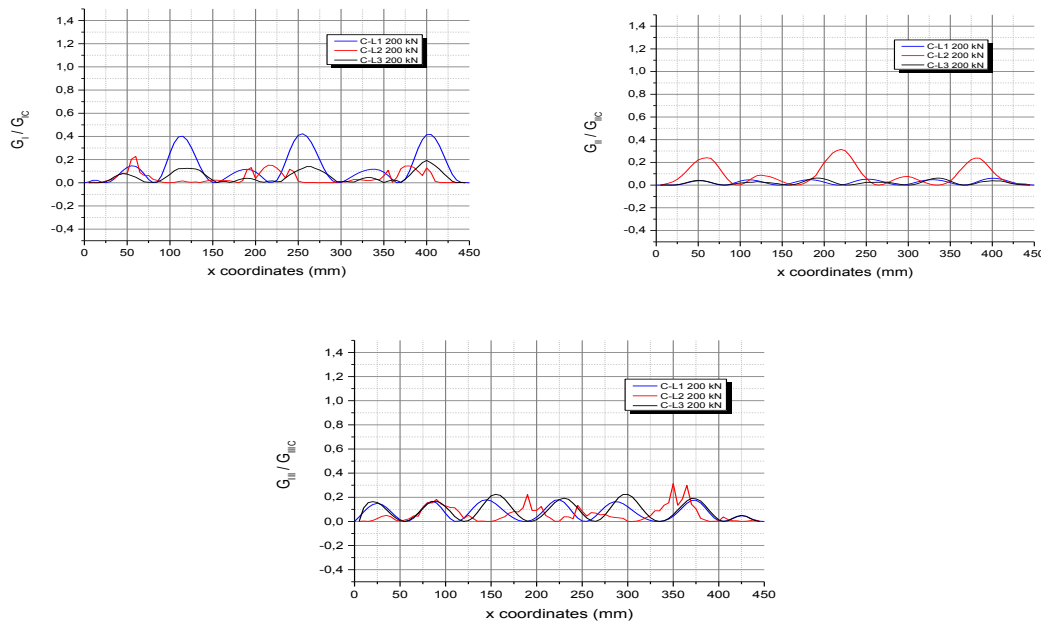


Figure 24: Normalized G values for 3 skin layups C-L1, C-L2 and C-L3 under compression loading

One can observe that the hot spots in the structure will shift with the layup used. In this work, L1 and L3 are not that different, something that was already noticed in the analysis of the critical buckling load. This observation comes up again in the analysis of the energy release rate G in compression where blue and black curves show similar trends. G_I for layup 1 seems to be slightly higher (at $F = 200$ kN) whereas it was shown previously that layup 3 buckles first: one can estimate that the energy release rate profile will change through the loading process. For layup 2, the distribution looks different with a predominant mode II that appears. That can be explained by the high loads that 0 degree fibers can carry in the layup 2 during compression loading.

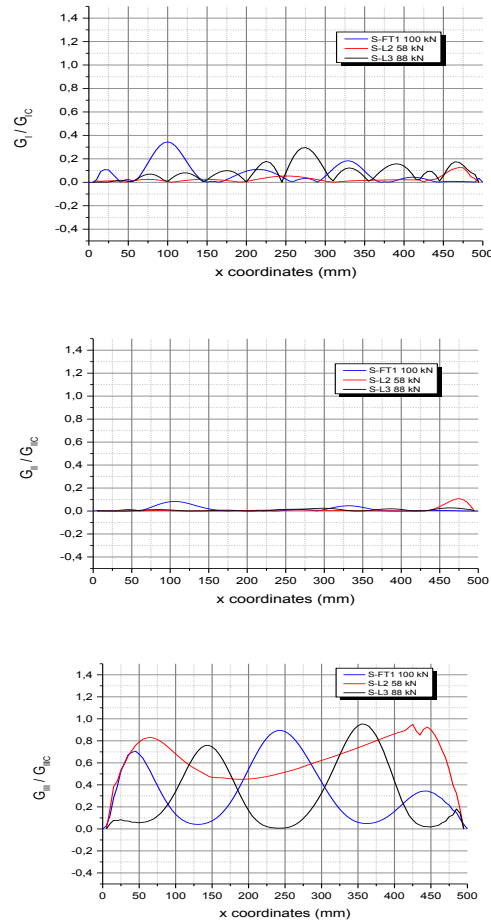


Figure 25: Normalized G values for 3 skin layups S-L1, S-L2 and S-L3 under shear loading

As far as shear loading is concerned, results are much more random than for compression loading. There is no correlation at all between results of layup 1 and 3. One can also observe that all the layups are dominated by mode III failure.

Effect of the flange/skin thickness ratio on the mechanical behaviour

Following the study of the skin layup effect on the mechanical behaviour of the structure, 3 other models were developed to observe the effect of the flange/skin thickness ratio. As it was highlighted in the previous section, this one seems to have a much more significant effect on the critical buckling load, especially for compression. Within a flange/skin thickness ratio range of [0.71; 2.57] the critical buckling load under compression loading can vary from 36 to almost 90 kN. For shear loading case, that

range of critical buckling load is almost the same as it was with the skin layup: it oscillates between 28 and 45 kN.

Improving the flange/skin thickness ratio improves the stiffness EI of the stiffener, allowing it to support a higher load without buckling. It is interesting to notice that during this modeling process, the skin has been kept with the same thickness; only the thickness of the flange has been modified. Looking at the value of the maximum out-of-plane displacement, one can see that it remains approximately constant despite the fact that the critical buckling load is subjected to important variations. This observation shows that the buckling resistance is led independently by both the skin bending stiffness and the stiffener stiffness. The out-of-plane displacement of the structure is not directly correlated with the critical buckling load.

In the stress die-out section, results provided by Kassapoglou and verified by finite element models developed in the scope of this project highlighted the effect of this flange/skin thickness ratio on the failure phenomenon. A peak of the interface stress between the skin and the flange of the stiffener has been highlighted by Kassapoglou [1] around a thickness ratio of 1. It means that a certain region of flange/skin thickness ratio has to be avoided to achieve better failure resistance. Therefore, pushing back the buckling phenomenon means increasing the stiffness and by the way the thickness of the flange, whereas pushing back the failure phenomenon needs to be either before or after this peak stress in terms of flange/skin thickness ratio. In addition, cost considerations have to be taken into account, limiting the capacity to use really thick stiffener flange. Combining all these results, it seems that the best option is to be just above a value of 1.5. As far as the compression is concerned, the flange/skin thickness ratio of 0.71 induces failure at half the load of the case where the ratio equals 1.28. On the contrary, for the shear loading case, both failure loads are similar, 120 and 125 kN respectively for 0.86 and 1.42 ratios. In each case, the highest ratio (2.57 or 2.85) gives a minimal increase in the failure load which will not worth it.

For the compression loading case, the failure point varies between C-FT1 and C-FT3. The G profile illustrated later will show that it is just two similar peaks at these x coordinates. Concerning the shear loading case, the results are exactly the same.

The values of m are well below 1 (around 0.2), and the one of k constant to 3. The meaning is exactly the same as the skin layup section.

Figure 26 and 27 illustrates the value of the energy release rate for the different modes for 3 samples with different flange/skin thickness ratio, C(S)-FT1 (also C(S)-L1), C(S)-FT2 and C(S)-FT3, as presented in table 2.

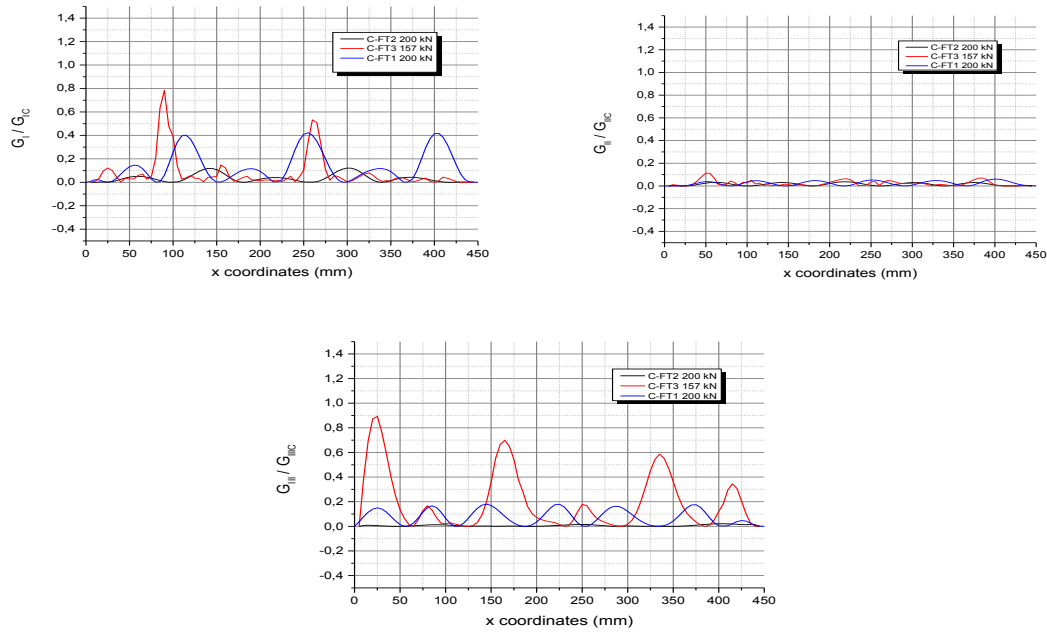
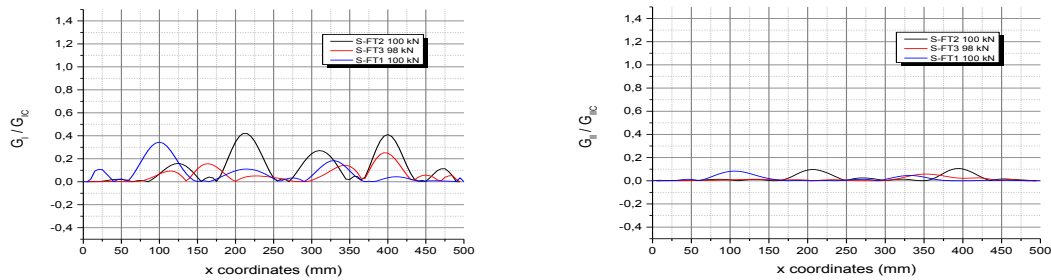


Figure 26: Normalized G values for 3 flange/skin thickness ratio C-FT1, C-FT2 and C-FT3 under compression loading

About the compression loading case, one can see similarities especially for G_I and G_{II} . A little shift seems to appear, probably due to a modification of the buckling process with the increasing stiffness of the stiffener. Much higher peaks are observed for the case where the ratio is 0.71, as it was highlighted by the failure load analysis. The failure is clearly dominated by mode III and mode I in any case.



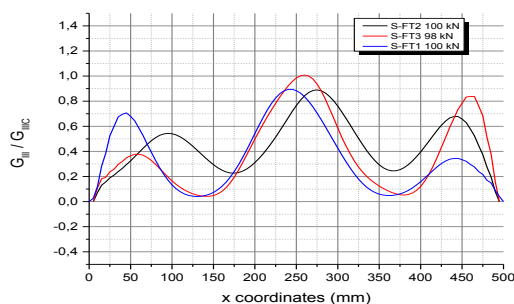


Figure 27: Normalized G values for 3 flange/skin thickness ratio S-FT1, S-FT2 and S-FT3 under shear loading

In the shear case, the results are much more similar, as much in terms of G profile as in terms of values. Once again, these results highlight the fact that there is no need to use a thicker stiffener flange in the case of shear loading. The shear loading is dominated by mode III failure.

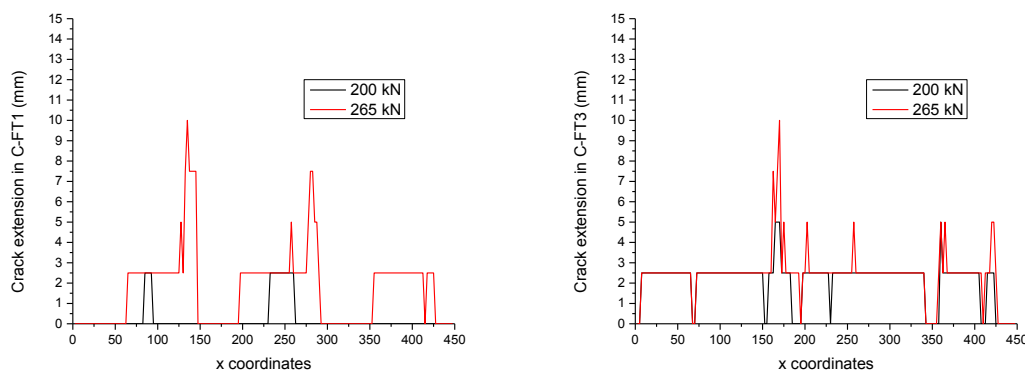


Figure 28: Crack extension along the stiffener length at different loadings for left) C-FT1 and right) C-FT3

After onset of delamination, the crack propagation was observed for 3 samples. A refined mesh in the stiffener region was used with 2.5 mm length elements. Figure 28 illustrates the crack extension of the initial flaw using approach 3 along the stiffener length for different loadings in the case of samples C-FT1 and C-FT3. C-FT2 isn't displayed because no failure occurred until over 400 kN. Firstly, one can notice that in each case, the critical point of the structure remains the same during the loading process. The crack develops progressively in the same region. Moreover, despite the fact that the flange/skin thickness ratio is different, C-FT1 and C-FT3 show a similar critical failure point where the crack length is maximum. For each case, the maximum crack extension

observed is 10 mm; the x coordinate is around 150 mm. Failure occurred along almost the whole length of the stiffener in the case of C-FT3 whereas C-FT1 displays more localized critical spots around 125, 250 and 400 mm. No direct link can be assessed from the G-values to conclude on this behaviour. Nevertheless, it is interesting to remember that first failure happens way earlier in the case of C-FT3 compared to C-FT1, which can be confirmed by figure 28. However, despite the earlier failure, the maximum crack extension is not automatically higher for C-FT3. A higher flange/skin thickness ratio provides a better resistance to failure but it does not necessarily provide a better insurance against crack extension once onset of delamination happened.

Consequently, this analysis on the flange/skin thickness ratio allows once again to say that knowing the kind of loading case the structure is subjected to will help develop a better design: this design is not universal. However, most part of the time the loading case will be a combined loading of compression and shear. In further works it would be interesting to focus on that kind of loading case.

Effect of the flange width/thickness ratio on the mechanical behaviour

With the same models used to study the flange/skin thickness ratio, another parameter can be assessed: the flange width/thickness ratio. Because it is the same models presented in the previous section, observations made are still applicable. An increase in the flange/skin thickness ratio is equivalent to a decrease of the flange width/thickness ratio in this case because only the thickness of the flange has been modified. It is important to notice that because the layup of the flange changes, it could have been interesting to test also a same layup with another width. Unfortunately, time issues limited this option.

Consequently, the same conclusions can be drawn off for this analysis as for the flange/skin thickness ratio analysis.

Stress die out

One of the major concerns in the design of the stiffener flange is to limit the out-of-plane stress existing at the interface skin-stiffener at the stiffener end, and also reducing the propagation in the flange of the die out stress. Kassapoglou [1] highlighted the effect of the flange/skin thickness ratio and the skin layup in both the maximum out-of plane stress and the die out stress length.

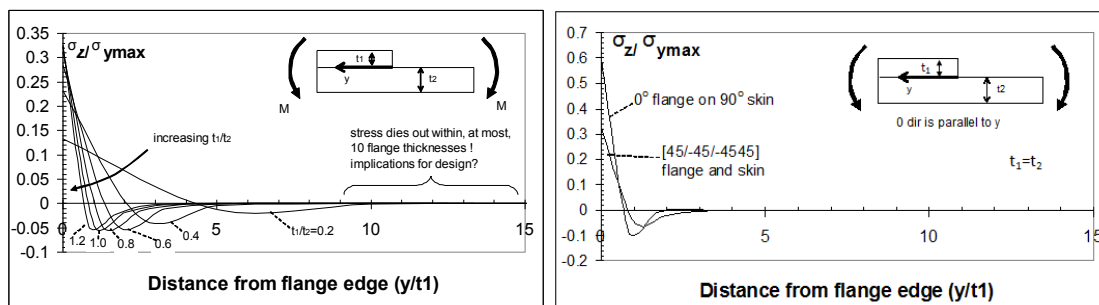


Figure 29: Stress die-out under a bending moment depending on left) the flange/skin thickness ratio right) the skin layup [1]

Figure 29 illustrates the increase of the maximum out-of-plane stress with the increase of the flange/skin thickness ratio. Moreover, the higher the maximum stress the shorter the stress die out length. Concerning the effect of the layup, the same phenomenon is observed when the layup of the skin and the layup of the flange are far different one from the other.

In the case of two models studied, C-FT1 and C-FT2 (flange/skin thickness ratio of 1.28 and 2.57), the stress die out at the middle of the third stiffener has been plotted in figure 30 in order to correlate the information given by Kassapoglou. Only the effect of the flange/skin thickness ratio will be assessed mainly because of time limitations.

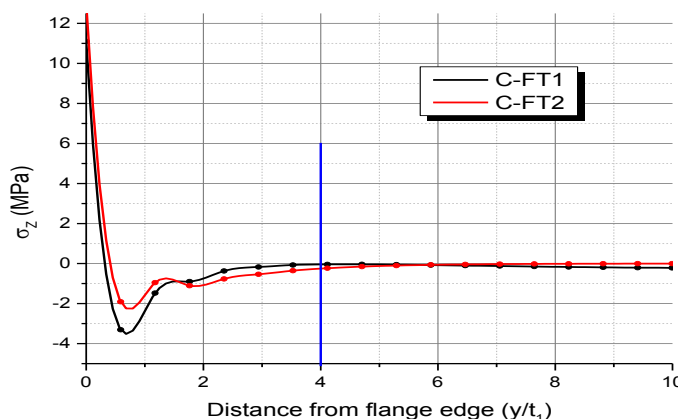


Figure 20: Stress die out at the middle of the third stiffener flange in model C-FT1 and C-FT2 at 300 kN

Firstly one can observe that the out-of-plane stress dies out inside four times the thickness of the stiffener flange, in agreement with the maximum value of ten proposed by Kassapoglou. Secondly, C-FT2 curve provides a higher value of maximum out-of-plane stress, as expected because of its higher thickness ratio. Consequently, one should also see a faster die out stress decay, which is partially observed in terms of value of the

stress. This one is lower once not at the flange edge. However, the distance to get to zero stress seems similar. The two curves are not that different such it is shown in figure 28 because the thickness ratio studied is over 1, and figure 31 highlights that the decay of stress is much slower than under the value of 1. Finally, the results seem to correlate with analytical hypothesis provided by Kassapoglou.

Correlation with expectations by Kassapoglou

Kassapoglou [1] proposed in its book a chapter summarizing good design practices for preliminary design. The aim of this section is to verify few of these tips in parallel with the results obtained during the project in order to assess the best design to use for each of the loading cases studied.

Tips related to the project

To improve the bending stiffness of the plate (D_{11}), 0 degree plies should be placed as far away as possible from the neutral axis. The exact same thing should be done with 45/-45 plies to improve panel buckling by maximizing D_{66} . Globally, the skin layup should be dominated by 45/-45 plies, especially in the case of shear loading, to improve the shear strength and stiffness of the skin.

Maximizing the D matrix has been shown to be the thing to do in order to improve the buckling behaviour of the panel as the critical buckling load depends on D_{11} , D_{12} , D_{22} and D_{66} . For the models presented previously, C(S)-L1, C(S)-L2 and C(S)-L3, the D matrices are presented in table 3. Layup L2 clearly presents a high value of D_{11} because of all its 0 degree plies. Layup L1 and L3 are quite similar, but L1 displays 45/-45 degree plies on exterior faces of the layup, and two 0 degree plies not exactly at the neutral axis. The number of 45 degree plies is the same in each case. Consequently, Layup 1 should be better in terms of buckling resistance either for compression or shear loading. For compression, this information is verified by the finite element analysis, whereas for shear the layup 3 seems to give a better buckling load. However, L1 still gives a better failure load, which is the critical point to check.

Concerning the flange/skin thickness ratio, it is recommended not to reach a value of 1, causing the interface stress to be maximum, as illustrated in figure 31.

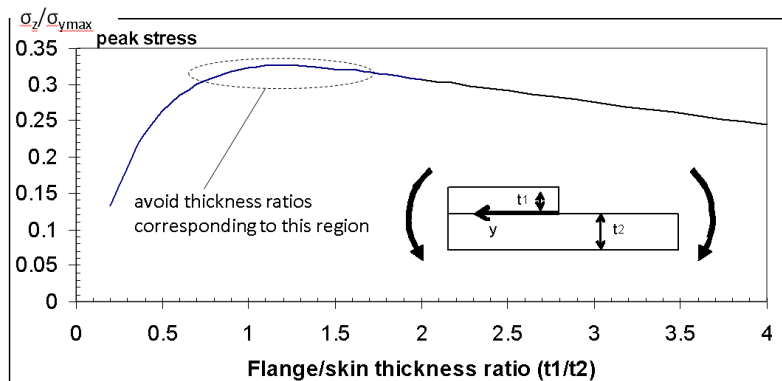


Figure 31: Out-of-plane stress versus flange/skin thickness ratio in a bending loading case [1]

Moreover, by using a similar skin and flange layup, that same interface stress is reduced compared to the case where both layup are completely different. More precisely, skin and flange layup should have a similar stiffness. As it was highlighted previously, the best option depends on the loading case. For compression loading, the ratio value of 1.28 seems reasonable to achieve a good buckling and failure load, depending on cost considerations. If there are no limitations in this area, the ratio 2.57 gives great results of buckling and failure. For shear loading, comments have been made on the fact that the 0.85 ratio could be sufficient, especially if cost considerations are included.

For co-cured or bonded flange, the minimum width for highly loaded structure should be around 20 mm. Also, the stiffener spacing should be around 150 mm. These considerations were probably taken into account by Matsubara in its first design, considering the fact that these criteria are already met.

Tips not directly related to the project

Few other considerations can be used to improve the behaviour of the structure:

- First of all, the layup of the skin of the stiffener should be symmetric and balanced: it is already the case in the different models.
- The number of unidirectional plies of the same orientation should be minimized to avoid easy crack growth from a ply to another one without resistance. This clearly represents a problem with layup 2.
- The use of a ply drop would help reducing the stress concentration at the stiffener flange end.
- Two-sided flanges are preferred, especially if the structure is subjected to high loads.

Solution for the final design

Table 4 illustrates the final choices made for the design of the stiffened structure. The first table summarize the most efficient design whereas the second one gives an approach where costs considerations are taken into account, especially in terms of material quantity used.

Table 4 : Final selection of design top) without bottom) with costs considerations

Without costs considerations	Compression	Shear
Skin Layup	C-L1	S-L1
Flange Layup	$[-45_2/0_2/45_2/0_2/90_2/0_2/-45_2/0_2/45_2]$	$[-45_2/0_2/45_2/0_2/90_2/0_2/-45_2/0_2/45_2]$
Flange/skin thickness ratio	2,571428571	2,571428571
Flange width (mm)	25	25
Flange width/thickness ratio	7,34861846	7,34861846
Stiffener spacing (mm)	150	150
Stiffener shape	Two-sided: T, J, etc.	Two-sided: T, J, etc.
Plydrop	Yes	Yes

With costs considerations	Compression	Shear
Skin Layup	C-L1	S-L1
Flange Layup	$[-45/0/45/0/90/0/-45/0/45]$	$[-45/45/0/45/-45]$
Flange/skin thickness ratio	1,285714286	0,714285714
Flange width (mm)	25	25
Flange width/thickness ratio	14,69723692	26,45502646
Stiffener spacing (mm)	150	150
Stiffener shape	Two-sided: T, J, etc.	Two-sided: T, J, etc.
Plydrop	Yes	Yes

The second solution does not give the best possible behaviour versus failure, but it represents an average solution, taking into account the cost of materials, the weight of the structure, etc.

It is important to notice that these designs have been made from the different models tested: other solutions can exist. However, the design practices presented are efficient to be used.

Other damage phenomenon: T joint debonding

Stiffened panel are subjected to complex loading cases including tension, flexion or even torsion. As it was studied all along this paper, one of the most critical type of failure is the skin-stiffener interface debonding. However, other types of failure can happen, especially in the web/flange intersection region. The choice of the filler material is essential to avoid crack onset in this region. A 2D T-joint model was developed using unidirectional carbon fibers as filler material. The aim of this model is to calculate a failure criterion, Tsai-Wu in this case, in order to evaluate which region would be critical.

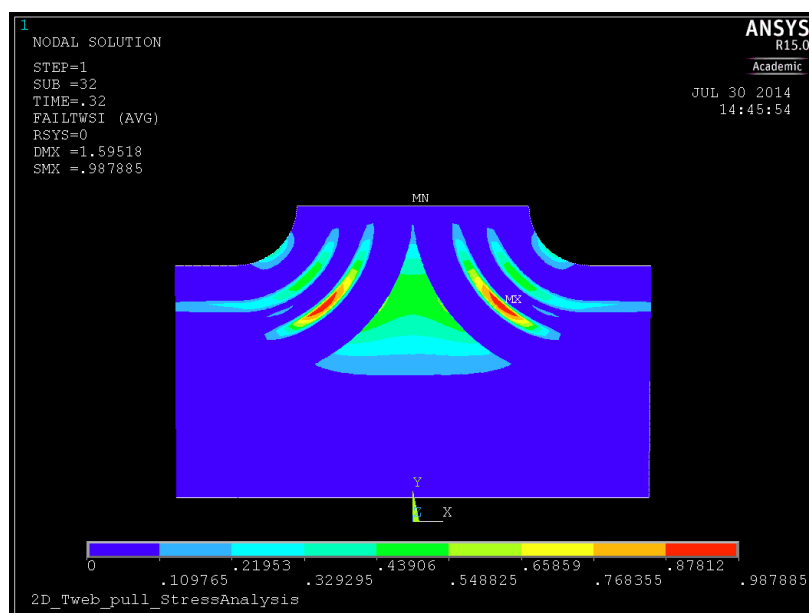


Figure 32: Tsai-Wu failure criterion in a 2D T-joint debonding model

Figure 32 illustrates this Tsai-Wu criterion in the T-joint of the stiffened structure. The layup of the flange is $[-45/45/0/90/0/45/-45]$. One can observe that the maximum value of the Tsai-Wu criterion is located in the 0 degree ply, which is loaded transversally. The importance of a good filler material is obvious because the criterion could be met within the noodle in the opposite case. This failure point could be the location of a crack onset, which would propagate along the curve of the stiffener.

Conclusion

Two main loading cases found in skin-stiffened composite panels used in aerospace industry, compression and shear, have been studied in order to develop a preliminary design approach to push back the skin-stiffener debonding phenomenon. Firstly, an analytical approach has been proposed to assess the critical buckling load and the minimum stiffness of the stiffener. Then, three different approaches using the VCCT calculation have been used to assess the energy release rate G and the critical failure load of the different models. Two main parameters were monitored, the kind of skin layup used and the flange/skin thickness ratio. A total of 10 models, combined with preliminary design practices provided by Kassapoglou [1], were used to assess the best design possible among the cases proposed, with or without costs considerations.

References

- [1] C. Kassapoglou, “Design and analysis of composite structures with applications to aerospace structures”, John Wiley & Sons Ltd, 2013.
- [2] J.W.H. Yap, M.L. Scott, R.S. Thomson and D. Hachenberg, “The analysis of skin-to-stiffener debonding in composite aerospace structures”, Composite Structures, Volume 57, 2002, 425-435.
- [3] R.L. Sierakowski and T.S. Newaz, “Damage tolerance in advanced composites”, Technomic publishing, 1995.
- [4] J.T. Wang, I.S. Raju and D.W. Sleight, “Composite skin-stiffener debond analyses using fracture mechanics approach with shell elements”, Composites Engineering, Volume 5, 1995, 277-296.
- [5] P.J. Minguet, M.J. Fedro, T.K. O’Brien, R.H. Martin and L.B. Ilcewicz, “Development of a structural test simulating pressure pillowing effects in bonded skin/stringer/frame configuration”, Proceedings of the 4th NASA/DoD Advanced Technology Conference, Salt Lake City, Utah, 1993.
- [6] P.J. Minguet and T.K. O’Brien, “Analysis of composite skin/stringer bond failures using a strain energy release rate approach”, 10th International Conference on Composite Materials, Volume 1, 1995, 145-252.
- [7] R. Kickert, BRITE EURAM Fuselage Program, “Methods and computer codes for the calculation of energy release rate”, Institute of Aircraft Design and Structural Mechanics, TU Braunschweig, Germany, 1994.

-
- [8] T.K. O'Brien, "Fracture mechanics of composite delamination", ASM Handbook, Volume 21, Composites: ASM International, 2001, 241-245.
- [9] R. Krueger and P.J. Minguet, "Skin-stiffener debond prediction based on computational fracture analysis", NASA report, 2005.
- [10] G. Matsubara, F. Inamura, H. Matsuda and Kawasaki Heavy Industries, "Failure strength prediction for CFRP-stiffened panel", 16th international conference on composite materials, 2007.
- [11] R. Krueger, "Virtual crack closure technique: History, approach and applications", Applied Mechanics Review, Volume 57, 2002, 109-143.
- [12] M.L. Benzeggagh and M. Kenane, "Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus", Composite Science and Technology, 56, 1996, 439-449.
- [13] J.R. Reeder, "3D mixed-mode delamination fracture criteria – an experimentalist's perspective", Proceedings of the 21st American Society for Composites Technical Conference, 2006.
- [14] R. Krueger, "Application of benchmark examples to assess the single and mixed-mode delamination propagation capabilities in ANSYS", NASA report, 2012.

Code source APDL type utilisé dans le compte-rendu Bombardier

/PREP7

/TITLE, Compression_Shell_SOLSH_version3_flange+1_VCCT

! Unités : mm, N, MPa, kJ/m2

! Définition des paramètres

Long = 450 ! Longueur de la plaque direction x
 Larg = 560 ! Largeur de la plaque direction y
 D = 150 ! Distance séparant l'axe de deux stiffeners
 Larg_flange = 50 ! Largeur du stiffener
 Height_flange_web = 35 ! Hauteur de l'ensemble flange+web
 Larg_J_web = 20 ! Largeur de la tête du web en forme de J

Ply_thick = 0.189 ! Epaisseur d'un pli
 Nb_ply_skin = 7 ! Nombre de couches du skin
 Nb_ply_flange = 9 ! Nombre de couches du flange
 Nb_ply_web = 18 ! Nombre de couches du web

! Taille elem : 1, 2, 5, 10, 20

Size_elem_flange = 5 ! Taille element flange (si larg_flange/size_elem_flange pair, on peut nummrg au lieu de contact)
 Size_elem_skin = 10 ! Taille element skin
 Size_elem_web = 10 ! Taille element web

Larg_mesh_flange = 10 ! Largeur sup du flange ou le mesh est refined

Tol = 0.01 ! Tolérance pour les sélections

X_flaw1 = long/2
 Y_flaw = (larg/2)+(d/2)-(larg_flange/2)
 Z_flaw = 0
 Long_dela = long-(4*size_elem_flange) ! Taille délamination initiale
 Nb_elem_propagation = 5

Charge = 450000 ! Charge à appliquer

! Définition des matériaux,

! MATERIAU INCOMPLET DANS L'ARTICLE POUR DEFINIR ORTHOTROPE
! Ici quasi équivalent CompositePro

mp,ex,1,131000 ! E1 = Ex ici
 mp,ey,1,8610 ! E2 = Ey ici
 mp,ez,1,8610
 mp,gxy,1,4190
 mp,gxz,1,4190
 mp,gyz,1,4190
 mp,prxy,1,0.29
 mp,prxz,1,0.29
 mp,pryz,1,0.4

! Définition des elements utilisés

ET,1,SHELL181 ! Shell skin
 KEYOPT,1,1,0
 KEYOPT,1,8,1
 KEYOPT,1,9,0

ET,2,SOLSH190 ! SOLSH skin
 KEYOPT,2,6,0

ET,4,SOLSH190 ! SOLSH flange1
 KEYOPT,4,6,0

ET,6,SOLSH190 ! SOLSH flange2
 KEYOPT,6,6,0

ET,8,SOLSH190 ! SOLSH flange3
 KEYOPT,8,6,0

ET,10,SOLSH190 ! SOLSH flange4
 KEYOPT,10,6,0

ET,11,SHELL181 ! Shell web1
 KEYOPT,11,1,0
 KEYOPT,11,8,1
 KEYOPT,11,9,0

ET,12,SHELL181 ! Shell web2
 KEYOPT,12,1,0
 KEYOPT,12,8,1
 KEYOPT,12,9,0

ET,13,SHELL181 ! Shell web3
 KEYOPT,13,1,0
 KEYOPT,13,8,1

KEYOPT,13,9,0

ET,14,SHELL181 ! Shell web4

KEYOPT,14,1,0

KEYOPT,14,8,1

KEYOPT,14,9,0

ET,20,205 ! Element cohesif pour VCCT

KEYOPT,20,2,1

! Définition des data table

G1C = 0.611

G2C = 1.225 ! Données sur l'interface -45/+45 (interface skin / flange)

G3C = 0.877

Neta = 2

TB,CGCR,10,,,MBK

TBDATA,1,G1C,G2C,G3C,neta

! Définition des sections (éléments SHELL et SOLSH)

! SKIN SHELL

sectype,1,shell,,

secdata, Ply_thick,1, -45,3

secdata, Ply_thick,1, 45,3

secdata, Ply_thick,1, 0,3

secdata, Ply_thick,1, 90,3

secdata, Ply_thick,1, 0,3

secdata, Ply_thick,1, 45,3

secoffset,BOT ! Inversion due à l'utilisation d'un repère antisymétrique (voir book)

! SKIN SOLSH

sectype,2,shell,,

secdata, Ply_thick,1, -45,3

! FLANGE SOLSH

sectype,3,shell,,

secdata, Ply_thick,1, 45,3

secdata, Ply_thick,1, 90,3

secdata, Ply_thick,1, -45,3

secdata, Ply_thick,1, 0,3

secdata, Ply_thick,1, 90,3

secdata, Ply_thick,1, 0,3

secdata, Ply_thick,1, 45,3

secdata, Ply_thick,1, 0,3

secdata, Ply_thick,1, -45,3

! WEB

sectype,5,shell,,
 secdata, Ply_thick,1, -45,3
 secdata, Ply_thick,1, 0,3
 secdata, Ply_thick,1, 45,3
 secdata, Ply_thick,1, 0,3
 secdata, Ply_thick,1, 90,3
 secdata, Ply_thick,1, 0,3
 secdata, Ply_thick,1, -45,3
 secdata, Ply_thick,1, 90,3
 secdata, Ply_thick,1, 45,3
 secdata, Ply_thick,1, 45,3
 secdata, Ply_thick,1, 90,3
 secdata, Ply_thick,1, -45,3
 secdata, Ply_thick,1, 0,3
 secdata, Ply_thick,1, 90,3
 secdata, Ply_thick,1, 0,3
 secdata, Ply_thick,1, 45,3
 secdata, Ply_thick,1, 0,3
 secdata, Ply_thick,1, -45,3

! Géométrie du modèle

! KP SKIN SHELL

k,1,0,0,-ply_thick
 k,2,0,(larg/2)-(3*d/2)-(larg_flange/2)-(larg_mesh_flange),-ply_thick
 k,3,0,(larg/2)-(3*d/2)+(larg_flange/2)+(larg_mesh_flange),-ply_thick
 k,4,0,(larg/2)-(d/2)-(larg_flange/2)-(larg_mesh_flange),-ply_thick
 k,5,0,(larg/2)-(d/2)+(larg_flange/2)+(larg_mesh_flange),-ply_thick
 k,6,0,(larg/2)+(d/2)-(larg_flange/2)-(larg_mesh_flange),-ply_thick
 k,7,0,(larg/2)+(d/2)+(larg_flange/2)+(larg_mesh_flange),-ply_thick
 k,8,0,(larg/2)+(3*d/2)-(larg_flange/2)-(larg_mesh_flange),-ply_thick
 k,9,0,(larg/2)+(3*d/2)+(larg_flange/2)+(larg_mesh_flange),-ply_thick
 k,10,0,large,-ply_thick
 k,11,long,0,-ply_thick
 k,12,long,(larg/2)-(3*d/2)-(larg_flange/2)-(larg_mesh_flange),-ply_thick
 k,13,long,(larg/2)-(3*d/2)+(larg_flange/2)+(larg_mesh_flange),-ply_thick
 k,14,long,(larg/2)-(d/2)-(larg_flange/2)-(larg_mesh_flange),-ply_thick
 k,15,long,(larg/2)-(d/2)+(larg_flange/2)+(larg_mesh_flange),-ply_thick
 k,16, long,(larg/2)+(d/2)-(larg_flange/2)-(larg_mesh_flange),-ply_thick
 k,17, long,(larg/2)+(d/2)+(larg_flange/2)+(larg_mesh_flange),-ply_thick
 k,18, long,(larg/2)+(3*d/2)-(larg_flange/2)-(larg_mesh_flange),-ply_thick
 k,19, long,(larg/2)+(3*d/2)+(larg_flange/2)+(larg_mesh_flange),-ply_thick
 k,20, long,large,-ply_thick

a,1,2,12,11
a,2,3,13,12
a,3,4,14,13
a,4,5,15,14
a,5,6,16,15
a,6,7,17,16
a,7,8,18,17
a,8,9,19,18
a,9,10,20,19

allsel,all
asel,s,area,,1,9
aglua,all
allsel,all

! SKIN SOLSH

BLOCK,0,long,0,(larg/2)-(3*d/2)-(larg_flange/2)-(larg_mesh_flange),-ply_thick,0
BLOCK,0,long,(larg/2)-(3*d/2)-(larg_flange/2)-(larg_mesh_flange),(larg/2)-
(3*d/2)+(larg_flange/2)+(larg_mesh_flange),-ply_thick,0
BLOCK,0,long,(larg/2)-(3*d/2)+(larg_flange/2)+(larg_mesh_flange),(larg/2)-(d/2)-
(larg_flange/2)-(larg_mesh_flange),-ply_thick,0
BLOCK,0,long,(larg/2)-(d/2)-(larg_flange/2)-(larg_mesh_flange),(larg/2)-
(d/2)+(larg_flange/2)+(larg_mesh_flange),-ply_thick,0
BLOCK,0,long,(larg/2)-(d/2)+(larg_flange/2)+(larg_mesh_flange),(larg/2)+(d/2)-
(larg_flange/2)-(larg_mesh_flange),-ply_thick,0
BLOCK,0,long,(larg/2)+(d/2)-(larg_flange/2)-
(larg_mesh_flange),(larg/2)+(d/2)+(larg_flange/2)+(larg_mesh_flange),-ply_thick,0
BLOCK,0,long,(larg/2)+(d/2)+(larg_flange/2)+(larg_mesh_flange),(larg/2)+(3*d/2)-
(larg_flange/2)-(larg_mesh_flange),-ply_thick,0
BLOCK,0,long,(larg/2)+(3*d/2)-(larg_flange/2)-
(larg_mesh_flange),(larg/2)+(3*d/2)+(larg_flange/2)+(larg_mesh_flange),-ply_thick,0
BLOCK,0,long,(larg/2)+(3*d/2)+(larg_flange/2)+(larg_mesh_flange),larg,-ply_thick,0

Allsel,all
Vsel,s,volu,,1,9
Vglua,all
Allsel,all

! FLANGE SOLSH

BLOCK,0,long,(larg/2)-(3*d/2)-(larg_flange/2),(larg/2)-
(3*d/2)+(larg_flange/2),0,ply_thick*nb_ply_flange
BLOCK,0,long,(larg/2)-(d/2)-(larg_flange/2),(larg/2)-(d/2)+(larg_flange/2),0,
ply_thick*nb_ply_flange
BLOCK,0,long,(larg/2)+(d/2)-(larg_flange/2)-
size_elem_flange,(larg/2)+(d/2)+(larg_flange/2),0,ply_thick*nb_ply_flange

BLOCK,0,long,(larg/2)+(3*d/2)-(larg_flange/2),(larg/2)+(3*d/2)+(larg_flange/2),0,
ply_thick*nb_ply_flange

! J WEB

! Extruding line

K,1000000,0,0,0
K,2000000,long,0,0
L,1000000,2000000 ! Line 113
Allsel,all

! KP J WEB 1

K,100000,0,(larg/2)-(3*d/2),ply_thick*nb_ply_flange
K,200000,0,(larg/2)-(3*d/2),height_flange_web-(ply_thick*nb_ply_web)
K,400000,0,(larg/2)-(3*d/2)+(ply_thick*nb_ply_flange),35-(ply_thick*(nb_ply_web/2))
K,600000,0,(larg/2)-(3*d/2)+(ply_thick*nb_ply_flange),35-(ply_thick*nb_ply_web)
K,500000,0,(larg/2)-(3*d/2)+larg_J_web-(ply_thick*(nb_ply_web/2)),35-
(ply_thick*(nb_ply_web/2))

! Creating the three lines

L,100000,200000
LARC,200000,400000,600000,ply_thick*nb_ply_flange,
L,400000,500000

! Extruding

Adrag,115,116,117,,113 ! Line 115-116-117

asel,s,loc,z,ply_thick*nb_ply_flange+tol,height_flange_web
asel,r,loc,y,(larg/2)-(3*d/2)-(larg_flange/2),(larg/2)-(3*d/2)+(larg_flange/2)
aglu,all ! Area 45-46-47
allsel,all

! KP J WEB 2

K,100001,0,(larg/2)-(d/2),ply_thick*nb_ply_flange
K,200001,0,(larg/2)-(d/2),height_flange_web-(ply_thick*nb_ply_web)
K,400001,0,(larg/2)-(d/2)+(ply_thick*nb_ply_flange),35-(ply_thick*(nb_ply_web/2))
K,600001,0,(larg/2)-(d/2)+(ply_thick*nb_ply_flange),35-(ply_thick*nb_ply_web)
K,500001,0,(larg/2)-(d/2)+larg_J_web-(ply_thick*(nb_ply_web/2)),35-
(ply_thick*(nb_ply_web/2))

! Creating the three lines

L,100001,200001
LARC,200001,400001,600001,ply_thick*nb_ply_flange,
L,400001,500001

! Extruding

Adrag,129,130,132,,113 ! Line 129-130-132

asel,s,loc,z,ply_thick*nb_ply_flange+tol,height_flange_web
asel,r,loc,y,(larg/2)-(d/2)-(larg_flange/2),(larg/2)-(d/2)+(larg_flange/2)

aglua,all **! Area 48-50-51**
 allsel,all

! KP J WEB 3

K,100002,0,(larg/2)+(d/2),ply_thick*nb_ply_flange
 K,200002,0,(larg/2)+(d/2),height_flange_web-(ply_thick*nb_ply_web)
 K,400002,0,(larg/2)+(d/2)+(ply_thick*nb_ply_flange),35-(ply_thick*(nb_ply_web/2))
 K,600002,0,(larg/2)+(d/2)+(ply_thick*nb_ply_flange),35-(ply_thick*nb_ply_web)
 K,500002,0,(larg/2)+(d/2)+larg_J_web-(ply_thick*(nb_ply_web/2)),35-
 (ply_thick*(nb_ply_web/2))

! Creating the three lines

L,100002,200002
 LARC,200002,400002,600002,ply_thick*nb_ply_flange,
 L,400002,500002

! Extruding

Adrag,174,175,176,,113 **! Line 174-175-176**

asel,s,loc,z,ply_thick*nb_ply_flange+tol,height_flange_web
 asel,r,loc,y,(larg/2)+(d/2)-(larg_flange/2),(larg/2)+(d/2)+(larg_flange/2)
 aglua,all **! Area 52-53-54**
 allsel,all

! KP J WEB 4

K,100003,0,(larg/2)+(3*d/2),ply_thick*nb_ply_flange
 K,200003,0,(larg/2)+(3*d/2),height_flange_web-(ply_thick*nb_ply_web)
 K,400003,0,(larg/2)+(3*d/2)+(ply_thick*nb_ply_flange),35-(ply_thick*(nb_ply_web/2))
 K,600003,0,(larg/2)+(3*d/2)+(ply_thick*nb_ply_flange),35-(ply_thick*nb_ply_web)
 K,500003,0,(larg/2)+(3*d/2)+larg_J_web-(ply_thick*(nb_ply_web/2)),35-
 (ply_thick*(nb_ply_web/2))

! Creating the three lines

L,100003,200003
 LARC,200003,400003,600003,ply_thick*nb_ply_flange,
 L,400003,500003

! Extruding

Adrag,184,185,186,,113 **! Line 184-185-186**

asel,s,loc,z,ply_thick*nb_ply_flange+tol,height_flange_web
 asel,r,loc,y,(larg/2)+(3*d/2)-(larg_flange/2),(larg/2)+(3*d/2)+(larg_flange/2)
 aglua,all **! Area 56-57-58**
 allsel,all

! Maillage du modele

! SHELL SKIN fine mesh

FLST,5,4,5,ORDE,4
 FITEM,5,2

```

FITEM,5,4
FITEM,5,6
FITEM,5,8
CM,_Y,AREA
ASEL,,,P51X
CM,_Y1,AREA
CMSEL,S,_Y
!*
CMSEL,S,_Y1
AATT,1,,1,0,1
CMSEL,S,_Y
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
!*
FLST,2,4,5,ORDE,4
FITEM,2,2
FITEM,2,4
FITEM,2,6
FITEM,2,8
AESIZE,P51X,size_elem_flange,
MSHAPE,0,2D
MSHKEY,1
!*
FLST,5,4,5,ORDE,4
FITEM,5,2
FITEM,5,4
FITEM,5,6
FITEM,5,8
CM,_Y,AREA
ASEL,,,P51X
CM,_Y1,AREA
CHKMSH,'AREA'
CMSEL,S,_Y
!*
AMESH,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*

! SHELL SKIN coarse mesh
FLST,5,5,5,ORDE,5
FITEM,5,1
FITEM,5,3
FITEM,5,5

```

```

FITEM,5,7
FITEM,5,9
CM,_Y,AREA
ASEL,,,P51X
CM,_Y1,AREA
CMSEL,S,_Y
!*
CMSEL,S,_Y1
AATT,1,,1,0,1
CMSEL,S,_Y
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
!*
FLST,2,5,5,ORDE,5
FITEM,2,1
FITEM,2,3
FITEM,2,5
FITEM,2,7
FITEM,2,9
AESIZE,P51X,size_elem_skin,
MSHAPE,1,2D
!*
FLST,5,5,5,ORDE,5
FITEM,5,1
FITEM,5,3
FITEM,5,5
FITEM,5,7
FITEM,5,9
CM,_Y,AREA
ASEL,,,P51X
CM,_Y1,AREA
CHKMSH,'AREA'
CMSEL,S,_Y
!*
AMESH,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*

! SOLSH SKIN fine mesh
FLST,5,4,6,ORDE,4
FITEM,5,10
FITEM,5,12
FITEM,5,14

```

```

FITEM,5,16
CM,_Y,VOLU
VSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,VOLU
CMSEL,S,_Y
!*
CMSEL,S,_Y1
VATT, 1, , 2, 0
CMSEL,S,_Y
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
!*
secnum,2
ESIZE,size_elem_flange,0,
MSHAPE,0,3D
!*
FLST,5,4,6,ORDE,4
FITEM,5,10
FITEM,5,12
FITEM,5,14
FITEM,5,16
CM,_Y,VOLU
VSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,VOLU
CHKMSH,'VOLU'
CMSEL,S,_Y
!*
VMESH,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*

! SOLSH SKIN coarse mesh
FLST,5,5,6,ORDE,5
FITEM,5,1
FITEM,5,11
FITEM,5,13
FITEM,5,15
FITEM,5,17
CM,_Y,VOLU
VSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,VOLU
CMSEL,S,_Y
!*

```

```

CMSEL,S,_Y1
VATT, 1, , 2, 0
CMSEL,S,_Y
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
!*
secnum,2
ESIZE,size_elem_skin,0,
MSHAPE,1,3D
MSHKEY,0
!*
FLST,5,5,6,ORDE,5
FITEM,5,1
FITEM,5,11
FITEM,5,13
FITEM,5,15
FITEM,5,17
CM,_Y,VOLU
VSEL, , , ,P51X
CM,_Y1,VOLU
CHKMSH,'VOLU'
CMSEL,S,_Y
!*
VMESH,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*

```

! SOLSH FLANGE fine mesh

```

CM,_Y,VOLU
VSEL, , , , 2
CM,_Y1,VOLU
CMSEL,S,_Y
!*
CMSEL,S,_Y1
VATT, 1, , 4, 0
CMSEL,S,_Y
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
!*
secnum,3
ESIZE,size_elem_flange,0,
MSHAPE,0,3D
MSHKEY,1

```

```

!*
CM,_Y,VOLU
VSEL,, , 2
CM,_Y1,VOLU
CHKMSH,'VOLU'
CMSEL,S,_Y
!*
VMESH,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*
CM,_Y,VOLU
VSEL,, , 3
CM,_Y1,VOLU
CMSEL,S,_Y
!*
CMSEL,S,_Y1
VATT, 1, , 6, 0
CMSEL,S,_Y
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
!*
secnum,3
ESIZE,size_elem_flange,0,
CM,_Y,VOLU
VSEL,, , 3
CM,_Y1,VOLU
CHKMSH,'VOLU'
CMSEL,S,_Y
!*
VMESH,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*
CM,_Y,VOLU
VSEL,, , 4
CM,_Y1,VOLU
CMSEL,S,_Y
!*
CMSEL,S,_Y1
VATT, 1, , 8, 0
CMSEL,S,_Y

```



```

CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
!*
secnum,3
CM,_Y,VOLU
VSEL,, , , 4
CM,_Y1,VOLU
CHKMSH,'VOLU'
CMSEL,S,_Y
!*
VMESH,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*
CM,_Y,VOLU
VSEL,, , , 5
CM,_Y1,VOLU
CMSEL,S,_Y
!*
CMSEL,S,_Y1
VATT, 1, , 10, 0
CMSEL,S,_Y
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
!*
secnum,3
ESIZE,size_elem_flange,0,
CM,_Y,VOLU
VSEL,, , , 5
CM,_Y1,VOLU
CHKMSH,'VOLU'
CMSEL,S,_Y
!*
VMESH,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*
! SHELL WEB coarse mesh
FLST,5,3,5,ORDE,2
FITEM,5,45
FITEM,5,-47

```

```

CM,_Y,AREA
ASEL,,,P51X
CM,_Y1,AREA
CMSEL,S,_Y
!*
CMSEL,S,_Y1
AATT,1,,11,0,5
CMSEL,S,_Y
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
!*
FLST,2,3,5,ORDE,2
FITEM,2,45
FITEM,2,-47
AESIZE,P51X,size_elem_web,
MSHAPE,0,2D
!*
FLST,5,3,5,ORDE,2
FITEM,5,45
FITEM,5,-47
CM,_Y,AREA
ASEL,,,P51X
CM,_Y1,AREA
CHKMSH,'AREA'
CMSEL,S,_Y
!*
AMESH,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*
FLST,5,3,5,ORDE,3
FITEM,5,48
FITEM,5,50
FITEM,5,-51
CM,_Y,AREA
ASEL,,,P51X
CM,_Y1,AREA
CMSEL,S,_Y
!*
CMSEL,S,_Y1
AATT,1,,12,0,5
CMSEL,S,_Y
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1

```

```

!*
FLST,2,3,5,ORDE,3
FITEM,2,48
FITEM,2,50
FITEM,2,-51
AESIZE,P51X,size_elem_web,
FLST,5,3,5,ORDE,3
FITEM,5,48
FITEM,5,50
FITEM,5,-51
CM,_Y,AREA
ASEL,,,P51X
CM,_Y1,AREA
CHKMSH,'AREA'
CMSEL,S,_Y
!*
AMESH,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*
FLST,5,3,5,ORDE,2
FITEM,5,52
FITEM,5,-54
CM,_Y,AREA
ASEL,,,P51X
CM,_Y1,AREA
CMSEL,S,_Y
!*
CMSEL,S,_Y1
AATT,1,,13,0,5
CMSEL,S,_Y
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
!*
FLST,2,3,5,ORDE,2
FITEM,2,52
FITEM,2,-54
AESIZE,P51X,size_elem_web,
FLST,5,3,5,ORDE,2
FITEM,5,52
FITEM,5,-54
CM,_Y,AREA
ASEL,,,P51X
CM,_Y1,AREA

```

```

CHKMSH,'AREA'
CMSEL,S,_Y
!*
AMESH,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*
FLST,5,3,5,ORDE,2
FITEM,5,56
FITEM,5,-58
CM,_Y,AREA
ASEL,,,P51X
CM,_Y1,AREA
CMSEL,S,_Y
!*
CMSEL,S,_Y1
AATT,1,,14,0,5
CMSEL,S,_Y
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
!*
FLST,2,3,5,ORDE,2
FITEM,2,56
FITEM,2,-58
AESIZE,P51X,size_elem_web,
FLST,5,3,5,ORDE,2
FITEM,5,56
FITEM,5,-58
CM,_Y,AREA
ASEL,,,P51X
CM,_Y1,AREA
CHKMSH,'AREA'
CMSEL,S,_Y
!*
AMESH,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*
allsel,all

```

! Plot les elements SHELL en 3D

```
allsel,all
```

```

/SHRINK,0.5E-01
/ESHAPE,1.0
/EFACET,1
/RATIO,1,1,1
/CFORMAT,32,0
/REPLOT
!*
allsel,all
epplot

```

! Fusion des noeuds nécessaires pour l'application

```

Allsel,all
Nsel,s,loc,y,(larg/2)+(d/2)-(Larg_flange/2)-size_elem_flange
Nsel,r,loc,z,0
Cm,flaw,node
Allsel,all
Nsel,s,loc,z,ply_thick*nb_ply_flange
Nsel,a,node,,flaw
Nsel,inve
Nummrg,nodes

```

! Définition de la zone cohesive

! flaw 1

```

Allsel,all
Esel,s,cent,x,x_flaw1-(long_dela/2)-
size_elem_flange,x_flaw1+(long_dela/2)+size_elem_flange
Esel,r,cent,y,y_flaw, y_flaw+(nb_elem_propagation*size_elem_flange)
esel,r,type,,2
cm,bas1,elem
Allsel,all
Esel,s,cent,x,x_flaw1-(long_dela/2) -
size_elem_flange,x_flaw1+(long_dela/2)+size_elem_flange
Esel,r,cent,y,y_flaw, y_flaw+(nb_elem_propagation*size_elem_flange)
esel,r,type,,8
cm,haut1,elem
allsel,all
mat,10
type,20
secnum,20
czmesh,bas1,haut1
Esel,s,type,,20
Cm,path1,elem
Allsel,all

```

```

Esel,s,type,,20
Nsle
Nsel,r,loc,y,y_flaw
Cm,tip1,node
Allsel,all

```

! On ferme les coins pour le problème de ddl

! Flaw 1

```

Allsel,all
Esel,s,cent,x,x_flaw1-(long_dela/2)-
size_elem_flange,x_flaw1+(long_dela/2)+size_elem_flange
Esel,r,cent,y,y_flaw, y_flaw+(nb_elem_propagation*size_elem_flange)
Nsle
nsl,r,loc,x,x_flaw1-(long_dela/2)-size_elem_flange
nsl,r,loc,z,0
nummrg,nodes
Allsel,all
Esel,s,cent,x,x_flaw1-(long_dela/2)-
size_elem_flange,x_flaw1+(long_dela/2)+size_elem_flange
Esel,r,cent,y,y_flaw, y_flaw+(nb_elem_propagation*size_elem_flange)
Nsle
nsl,r,loc,x,x_flaw1+(long_dela/2)+size_elem_flange
nsl,r,loc,z,0
nummrg,nodes
allsel,all

```

! Définition des contacts nécessaires

! Contact web / flange
! Création des sous-ensembles pour définir les contacts

```

Allsel,all
Esel,s,type,,4
Nsle
Nsel,r,loc,z,ply_thick*nb_ply_flange
!Nsel,u,loc,x,0
Cm,flange1,nodes

```

```

Allsel,all
Esel,s,type,,6
Nsle
Nsel,r,loc,z,ply_thick*nb_ply_flange
!Nsel,u,loc,x,0
Cm,flange2,nodes

```

```

Allsel,all
Esel,s,type,,8
Nsle
Nsel,r,loc,z,ply_thick*nb_ply_flange
!Nsel,u,loc,x,0
Cm,flange3,nodes

```

```

Allsel,all
Esel,s,type,,10
Nsle
Nsel,r,loc,z,ply_thick*nb_ply_flange
!Nsel,u,loc,x,0
Cm,flange4,nodes

```

```

Allsel,all

```

!CONTACT FLANGE 1

```

/COM, CONTACT PAIR CREATION - START
CM,_NODECM,NODE
CM,_ELEMCM,ELEM
CM,_KPCM,KP
CM,_LINECM,LINE
CM,_AREACM,AREA
CM,_VOLUCM,VOLU
/GSAV,cwz,gsav,,temp
MP,MU,1,
MAT,1
MP,EMIS,1,7.88860905221e-031
R,3
REAL,3
ET,21,170
ET,22,175
R,3,,,1.0,0.1,0,-20
RMORE,,,1.0E20,0.0,1.0,
RMORE,0.0,0,1.0,,1.0,0.5
RMORE,0,1.0,1.0,0.0,,1.0
RMORE,10.0
KEYOPT,22,4,0
KEYOPT,22,5,0
KEYOPT,22,7,0
KEYOPT,22,8,0
KEYOPT,22,9,0
KEYOPT,22,10,2
KEYOPT,22,11,0
KEYOPT,22,12,5
KEYOPT,22,2,2

```

```
KEYOPT,21,5,0
! Generate the target surface
NSEL,S,,,FLANGE1
CM,_TARGET,NODE
TYPE,21
ESLN,S,0
ESURF
CMSEL,S,_ELEMCM
! Generate the contact surface
LSEL,S,,,120
CM,_CONTACT,LINE
TYPE,22
NSLL,S,1
ESLN,S,0
ESURF
*SET,_REALID,3
ALLSEL
ESEL,ALL
ESEL,S,TYPE,,21
ESEL,A,TYPE,,22
ESEL,R,REAL,,3
/PSYMB,ESYS,1
/PNUM,TYPE,1
/NUM,1
EPLOT
ESEL,ALL
ESEL,S,TYPE,,21
ESEL,A,TYPE,,22
ESEL,R,REAL,,3
CMSEL,A,_NODECM
CMDEL,_NODECM
CMSEL,A,_ELEMCM
CMDEL,_ELEMCM
CMSEL,S,_KPCM
CMDEL,_KPCM
CMSEL,S,_LINECM
CMDEL,_LINECM
CMSEL,S,_AREACM
CMDEL,_AREACM
CMSEL,S,_VOLUCM
CMDEL,_VOLUCM
/GRES,cwz,gsav
CMDEL,_TARGET
CMDEL,_CONTACT
/COM, CONTACT PAIR CREATION - END
```


!CONTACT FLANGE 2

/COM, CONTACT PAIR CREATION - START

CM,_NODECM,NODE

CM,_ELEMCM,ELEM

CM,_KPCM,KP

CM,_LINECM,LINE

CM,_AREACM,AREA

CM,_VOLUCM,VOLU

/GSAV,cwz,gsav,,temp

MP,MU,1,0

MAT,1

MP,EMIS,1,7.88860905221e-031

R,4

REAL,4

ET,23,170

ET,24,175

R,4,,,1.0,0.1,0,-20

RMORE,,,1.0E20,0.0,1.0,

RMORE,0.0,0,1.0,,1.0,0.5

RMORE,0,1.0,1.0,0.0,,1.0

RMORE,10.0

KEYOPT,24,4,0

KEYOPT,24,5,0

KEYOPT,24,7,0

KEYOPT,24,8,0

KEYOPT,24,9,0

KEYOPT,24,10,2

KEYOPT,24,11,0

KEYOPT,24,12,5

KEYOPT,24,2,2

KEYOPT,23,5,0

! Generate the target surface

NSEL,S,,,FLANGE2

CM,_TARGET,NODE

TYPE,23

ESLN,S,0

ESURF

CMSEL,S,_ELEMCM

! Generate the contact surface

LSEL,S,,,134

CM,_CONTACT,LINE

TYPE,24

NSLL,S,1

ESLN,S,0

ESURF

*SET,_REALID,4

```
ALLSEL
ESEL,ALL
ESEL,S,TYPE,,23
ESEL,A,TYPE,,24
ESEL,R,REAL,,4
/PSYMB,ESYS,1
/PNUM,TYPE,1
/NUM,1
EPLLOT
ESEL,ALL
ESEL,S,TYPE,,23
ESEL,A,TYPE,,24
ESEL,R,REAL,,4
CMSEL,A,_NODECM
CMDEL,_NODECM
CMSEL,A,_ELEMCM
CMDEL,_ELEMCM
CMSEL,S,_KPCM
CMDEL,_KPCM
CMSEL,S,_LINECM
CMDEL,_LINECM
CMSEL,S,_AREACM
CMDEL,_AREACM
CMSEL,S,_VOLUCM
CMDEL,_VOLUCM
/GRES,cwz,gsav
CMDEL,_TARGET
CMDEL,_CONTACT
/COM, CONTACT PAIR CREATION - END
```

!CONTACT FLANGE 3

```
/COM, CONTACT PAIR CREATION - START
CM,_NODECM,NODE
CM,_ELEMCM,ELEM
CM,_KPCM,KP
CM,_LINECM,LINE
CM,_AREACM,AREA
CM,_VOLUCM,VOLU
/GSAV,cwz,gsav,,temp
MP,MU,1,0
MAT,1
MP,EMIS,1,7.88860905221e-031
R,5
REAL,5
ET,25,170
ET,26,175
```

```
R,5,,,1.0,0.1,0,-20
RMORE,,,1.0E20,0.0,1.0,
RMORE,0.0,0,1.0,,1.0,0.5
RMORE,0,1.0,1.0,0.0,,1.0
RMORE,10.0
KEYOPT,26,4,0
KEYOPT,26,5,0
KEYOPT,26,7,0
KEYOPT,26,8,0
KEYOPT,26,9,0
KEYOPT,26,10,2
KEYOPT,26,11,0
KEYOPT,26,12,5
KEYOPT,26,2,2
KEYOPT,25,5,0
! Generate the target surface
NSEL,S,,,FLANGE3
CM,_TARGET,NODE
TYPE,25
ESLN,S,0
ESURF
CMSEL,S,_ELEMCM
! Generate the contact surface
LSEL,S,,,178
CM,_CONTACT,LINE
TYPE,26
NSLL,S,1
ESLN,S,0
ESURF
*SET,_REALID,5
ALLSEL
ESEL,ALL
ESEL,S,TYPE,,25
ESEL,A,TYPE,,26
ESEL,R,REAL,,5
/PSYMB,ESYS,1
/PNUM,TYPE,1
/NUM,1
EPLOT
ESEL,ALL
ESEL,S,TYPE,,25
ESEL,A,TYPE,,26
ESEL,R,REAL,,5
CMSEL,A,_NODECM
CMDEL,_NODECM
CMSEL,A,_ELEMCM
```

```
CMDEL,_ELEMCM
CMSEL,S,_KPCM
CMDEL,_KPCM
CMSEL,S,_LINECM
CMDEL,_LINECM
CMSEL,S,_AREACM
CMDEL,_AREACM
CMSEL,S,_VOLUCM
CMDEL,_VOLUCM
/GRES,cwz,gsav
CMDEL,_TARGET
CMDEL,_CONTACT
/COM, CONTACT PAIR CREATION - END
```

!CONTACT FLANGE 4

```
/COM, CONTACT PAIR CREATION - START
CM,_NODECM,NODE
CM,_ELEMCM,ELEM
CM,_KPCM,KP
CM,_LINECM,LINE
CM,_AREACM,AREA
CM,_VOLUCM,VOLU
/GSAV,cwz,gsav,,temp
MP,MU,1,0
MAT,1
MP,EMIS,1,7.88860905221e-031
R,6
REAL,6
ET,27,170
ET,28,175
R,6,,,1.0,0.1,0,-20
RMORE,,,1.0E20,0.0,1.0,
RMORE,0.0,0,1.0,,1.0,0.5
RMORE,0,1.0,1.0,0.0,,1.0
RMORE,10.0
KEYOPT,28,4,0
KEYOPT,28,5,0
KEYOPT,28,7,0
KEYOPT,28,8,0
KEYOPT,28,9,0
KEYOPT,28,10,2
KEYOPT,28,11,0
KEYOPT,28,12,5
KEYOPT,28,2,2
KEYOPT,27,5,0
! Generate the target surface
```

```

NSEL,S,,,FLANGE4
CM,_TARGET,NODE
TYPE,27
ESLN,S,0
ESURF
CMSEL,S,_ELEMCM
! Generate the contact surface
LSEL,S,,,188
CM,_CONTACT,LINE
TYPE,28
NSLL,S,1
ESLN,S,0
ESURF
*SET,_REALID,6
ALLSEL
ESEL,ALL
ESEL,S,TYPE,,27
ESEL,A,TYPE,,28
ESEL,R,REAL,,6
/PSYMB,ESYS,1
/PNUM,TYPE,1
/NUM,1
EPLOT
ESEL,ALL
ESEL,S,TYPE,,27
ESEL,A,TYPE,,28
ESEL,R,REAL,,6
CMSEL,A,_NODECM
CMDEL,_NODECM
CMSEL,A,_ELEMCM
CMDEL,_ELEMCM
CMSEL,S,_KPCM
CMDEL,_KPCM
CMSEL,S,_LINECM
CMDEL,_LINECM
CMSEL,S,_AREACM
CMDEL,_AREACM
CMSEL,S,_VOLUCM
CMDEL,_VOLUCM
/GRES,cwz,gsav
CMDEL,_TARGET
CMDEL,_CONTACT
/COM, CONTACT PAIR CREATION - END
/MREP,EPLOT

```

! Application des contraintes

! Encastrement d'un bord

Allsel,all

Nsel,s,loc,x,0

D,all,all

! Encastrement avec seulement ux libre

Allsel,all

Nsel,s,loc,x,long

D,all,uz,0

D,all,uy,0

D,all,rotx,0

D,all,roty,0

D,all,rotz,0

Cp,1,ux,all

! Application de l'effort pour l'étude statique NL

allsel,all

nset,s,loc,x,long

*GET,nb_noeuds,node,,count

! Récupère le nb de nœuds dans la sélection

F,all,fx,-charge/nb_noeuds

! Applique ainsi une force unité quelque soit le

maillage

Allsel,all

FINISH

/SOL

! Définition des paramètres pour le calcul VCCT

CINT,NEW,1 !* CRACK ID

CINT,TYPE,VCCT !* VCCT CALCULATION

CINT,CTNC,tip1 !* CRACK TIP NODE COMPONENT

CINT,NORM,0,3

! CRACK GROWTH SIMULATION SET

CGROW,NEW,1 !* CRACK GROWTH SET

CGROW,CID,1 !* CINT ID FOR VCCT CALCULATION

CGROW,CPATH,path1 !* CRACK PATH

CGROW,FCOP,MTAB,10 !* FRACTURE CRITERION

CGROW,DTIME,2E-4

CGROW,DTMIN,2E-4

CGROW,DTMAX,2E-4

CGROW,FCRA,1

ALLSEL,ALL

OUTRES,ALL,ALL

! Activation des grandes déformations pour l'analyse NL + enregistrement de toutes les substeps + nb de substeps a réaliser

allsel,all

Nlgeom,on

Autots,on

Outres,all,all

Nsubst,100,100,100

Solve

Code source APDL de la section 3.2.2

```

/PREP7                                ! Préprocesseur

*SET,Long , 152.4                      ! Longueur d'une demi-éprouvette
*SET,larg , 38.1                       ! Largeur d'une demi-éprouvette
*SET,e , 0.202                         ! Épaisseur d'un pli
*SET,N , 8                             ! Nombre de plis
*SET,a , 6.35                          ! Taille d'un demi défaut artificiel

*SET,elem , 1.27                       ! Taille d'un élément
*SET,longvcct , 52.4                   ! Longueur maximale de la propagation de fissure
*SET,largvcct , 31.75                  ! Largeur maximale de la propagation de fissure

!*****
! Définition des matériaux

! Orientation 0/90 degrés
MP,EX,1,69462
MP,EY,1,69462
MP,EZ,1,14402
MP,GXY,1,6557
MP,GYZ,1,5098
MP,GXZ,1,5098
MP,PRXY,1,0.042217
MP,PRXZ,1,0.464076
MP,PRYZ,1,0.464076

! Orientation -45/45 degrés
MP,EX,2,22218
MP,EY,2,22218
MP,EZ,2,14402
MP,PRXY,2,0.694279
MP,PRYZ,2,0.148442
MP,PRXZ,2,0.148442
MP,GXY,2,33260
MP,GYZ,2,5098
MP,GXZ,2,5098

! Définition du critère de rupture de la contrainte maximale
FC,1,S,XTEN,299
FC,1,S,XCMP,-1229
FC,1,S,YTEN,299
FC,1,S,YCMP,-1229
FC,1,S,XY,79

```



```

FC,2,S,XTEN,30.59
FC,2,S,XCMP,-31.45
FC,2,S,YTEN,30.59
FC,2,S,YCMP,-31.45
FC,2,S,XY,311

```

```

!*****

```

! Définition des éléments utilisés

```

ET,1,185          ! Élément solide 3D à 8 nœuds
KEYOPT,1,3,1
KEYOPT,1,2,2      ! Réglages des différentes options de l'élément
KEYOPT,1,8,1
ET,2,185
KEYOPT,2,3,1
KEYOPT,2,2,2
KEYOPT,2,8,1
ET,3,185
KEYOPT,3,3,1
KEYOPT,3,2,2
KEYOPT,3,8,1
ET,4,185
KEYOPT,4,3,1
KEYOPT,4,2,2
KEYOPT,4,8,1
ET,5,185
KEYOPT,5,3,1
KEYOPT,5,2,2
KEYOPT,5,8,1
ET,6,185
KEYOPT,6,3,1
KEYOPT,6,2,2
KEYOPT,6,8,1
ET,7,185
KEYOPT,7,3,1
KEYOPT,7,2,2
KEYOPT,7,8,1
ET,8,185
KEYOPT,8,3,1
KEYOPT,8,2,2
KEYOPT,8,8,1

```

ET,10,205 ! Élément cohésif pour CZM et VCCT

! Définition de la table de loi VCCT de Bonzeggagh et Kenane modifiée (MBK)

*SET,G1C,0.2

*SET,G2C,0.7 ! Données Krueger

*SET,G3C,0.7

*SET,neta,2

TB,CGCR,7,,3,MBK

TBDATA,1,G1C,G2C,G3C,neta

!*****

! Définition de la géométrie

*DO,i,0,7

! Boucle 8 fois de 0 à 7

BLC4, 0, i*e, Long, e,Larg

! Crée un pavé

*ENDDO

! Fin de boucle

ESIZE,elem,0,

MSHAPE,0,3D

MSHKEY,1

!*****

! Maillage

mat,2

! Matériau à choisir

type,1

! Élément à choisir

CM,_Y,VOLU

VSEL,, , , 1

CM,_Y1,VOLU

CHKMSH,'VOLU'

CMSEL,S,_Y

!*

VMESH,_Y1

! Maille le volume 1 (premier pavé)

!*

CMDELE,_Y

CMDELE,_Y1

CMDELE,_Y2

!*

mat,1

type,2

CM,_Y,VOLU

VSEL,, , , 2

CM,_Y1,VOLU

CHKMSH,'VOLU'

CMSEL,S,_Y

!*

VMESH,_Y1

!*
.

CMDELE,_Y

CMDELE,_Y1

CMDELE,_Y2

!*
.

mat,2

type,3

CM,_Y,VOLU

VSEL,, , , 3

CM,_Y1,VOLU

CHKMSH,'VOLU'

CMSEL,S,_Y

!*
.

VMESH,_Y1

!*
.

CMDELE,_Y

CMDELE,_Y1

CMDELE,_Y2

!*
.

mat,1

type,4

CM,_Y,VOLU

VSEL,, , , 4

CM,_Y1,VOLU

CHKMSH,'VOLU'

CMSEL,S,_Y

!*
.

VMESH,_Y1

!*
.

CMDELE,_Y

CMDELE,_Y1

CMDELE,_Y2

!*
.

mat,1

type,5

CM,_Y,VOLU

VSEL,, , , 5

CM,_Y1,VOLU

CHKMSH,'VOLU'

CMSEL,S,_Y

!*
.

VMESH,_Y1

!*
.

CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2

!*
.

mat,2

type,6

CM,_Y,VOLU

VSEL, , , , 6

CM,_Y1,VOLU

CHKMSH,'VOLU'

CMSEL,S,_Y

!*
.

VMESH,_Y1

!*
.

CMDELE,_Y

CMDELE,_Y1

CMDELE,_Y2

!*
.

mat,1

type,7

CM,_Y,VOLU

VSEL, , , , 7

CM,_Y1,VOLU

CHKMSH,'VOLU'

CMSEL,S,_Y

!*
.

VMESH,_Y1

!*
.

CMDELE,_Y

CMDELE,_Y1

CMDELE,_Y2

!*
.

mat,2

type,8

CM,_Y,VOLU

VSEL, , , , 8

CM,_Y1,VOLU

CHKMSH,'VOLU'

CMSEL,S,_Y

!*
.

VMESH,_Y1

!*
.

```

CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*

!*****
! Fusion des nœuds, 'kill' des éléments et création des zones cohésives

! Fusion des nœuds exceptés ceux à l'interface avec le défaut
Allsel,all
nsel,s,loc,x,long-a+elem,long
nsel,r,loc,z,larg-a+elem,larg           ! Sélection des nœuds à l'interface du défaut
nsel,r,loc,y,5*e,6*e
nsel,inve                               ! Inversion de la sélection
nummrg,nodes                           ! Fusion

nropt,full

! 'kill' des éléments
esel,s,type,,6
esel,r,cent,x,long-a,long
esel,r,cent,z,larg-a,larg
eplot
nlgeom,on
estif,7e-4
ekill,all

! Création des zones cohésives longitudinales et transversales
allsel,all
esel,s,cent,x,long-a-elem,long
esel,r,cent,z,larg-a-elem,larg
esel,u,type,,10
nsle
nsel,r,loc,x,long-a+elem,long
nsel,r,loc,z,larg-a
nsel,r,loc,y,5*e
nlist
allsel,all
esel,s,cent,z,larg-a,larg
esel,r,cent,x,long-longvcct,long-a
esel,u,ename,,czm1
mat,7
type,10
czmesh,,,0,Y,5*e                       ! Fonction de création des éléments cohésifs
allsel,all
esel,s,ename,,205

```

esel,u,ename,,czm1
cm,path1,elem
allsel,all
allsel,all
esel,s,ename,,path1
nsle
nsel,r,loc,x,long-a
cm,tip1,node

allsel,all
esel,s,cent,x,long-a+elem,long
esel,r,cent,z,larg-a+elem,larg
esel,u,type,,10
nsle
nsel,r,loc,x,long-a+elem,long
nsel,r,loc,z,larg-a
nsel,r,loc,y,5*e
nlist
allsel,all
allsel,all
esel,s,cent,x,long-a,long
esel,r,cent,z,larg-largvcct,larg-a
esel,u,ename,,205
mat,7
type,10
czmesh,,,0,Y,5*e
allsel,all
esel,s,ename,,205
esel,u,ename,,path1
esel,u,ename,,czm1
cm,path2,elem
allsel,all
allsel,all
esel,s,ename,,path2
nsle
nsel,r,loc,z,larg-a
cm,tip2,node
allsel,all
allsel,all
esel,s,type,,6
nsle
nsel,r,loc,x,long-a+elem,long
nsel,r,loc,z,larg-a+elem,larg
nsel,r,loc,y,6*e
cm,bas,node

```

allsel,all
esel,s,type,,7
nsle
nsel,r,loc,x,long-a+elem,long
nsel,r,loc,z,larg-a+elem,larg
nsel,r,loc,y,6*e
cm,haut,node

```

```

!*****

```

```

! Définition des contacts à l'interface avec le défaut

```

```

! Premier contact
/COM, CONTACT PAIR CREATION - START
CM,_NODECM,NODE
CM,_ELEMCM,ELEM
CM,_KPCM,KP
CM,_LINECM,LINE
CM,_AREACM,AREA
CM,_VOLUCM,VOLU
/GSAV,cwz,gsav,,temp
MP,MU,1,
MAT,1
MP,EMIS,1,7.88860905221e-031
R,3
REAL,3
ET,11,170
ET,12,174
R,3,,,1.0,0.1,0,
RMORE,,,1.0E20,0.0,1.0,
RMORE,0.0,0,1.0,,1.0,0.5
RMORE,0,1.0,1.0,0.0,,1.0
KEYOPT,12,4,0
KEYOPT,12,5,0
KEYOPT,12,7,0
KEYOPT,12,8,0
KEYOPT,12,9,1
KEYOPT,12,10,2
KEYOPT,12,11,0
KEYOPT,12,12,0
KEYOPT,12,2,0
KEYOPT,11,5,0
! Generate the target surface
NSEL,S,,,HAUT
CM,_TARGET,NODE
TYPE,11
ESLN,S,0

```

```

ESURF
CMSEL,S,_ELEMCM
! Generate the contact surface
NSEL,S,,,BAS
CM,_CONTACT,NODE
TYPE,12
ESLN,S,0
ESURF
ALLSEL
ESEL,ALL
ESEL,S,TYPE,,11
ESEL,A,TYPE,,12
ESEL,R,REAL,,3
/PSYMB,ESYS,1
/PNUM,TYPE,1
/NUM,1
EPLOT
ESEL,ALL
ESEL,S,TYPE,,11
ESEL,A,TYPE,,12
ESEL,R,REAL,,3
CMSEL,A,_NODECM
CMDEL,_NODECM
CMSEL,A,_ELEMCM
CMDEL,_ELEMCM
CMSEL,S,_KPCM
CMDEL,_KPCM
CMSEL,S,_LINECM
CMDEL,_LINECM
CMSEL,S,_AREACM
CMDEL,_AREACM
CMSEL,S,_VOLUCM
CMDEL,_VOLUCM
/GRES,cwz,gsav
CMDEL,_TARGET
CMDEL,_CONTACT
/COM, CONTACT PAIR CREATION - END

```

```

! Définition des nouveaux groupes de noeuds
allsel,all
esel,s,type,,5
nsle
nsel,r,loc,x,long-a+elem,long
nsel,r,loc,z,larg-a+elem,larg
nsel,r,loc,y,5*e
cm,bas2,node

```



```

allsel,all
esel,s,type,,6
nsle
nsel,r,loc,x,long-a+elem,long
nsel,r,loc,z,larg-a+elem,larg
nsel,r,loc,y,5*e
cm,haut2,node

```

```

! Deuxième contact
/COM, CONTACT PAIR CREATION - START
CM,_NODECM,NODE
CM,_ELEMCM,ELEM
CM,_KPCM,KP
CM,_LINECM,LINE
CM,_AREACM,AREA
CM,_VOLUCM,VOLU
/GSAV,cwz,gsav,,temp
MP,MU,1,0
MAT,1
MP,EMIS,1,7.88860905221e-031
R,4
REAL,4
ET,13,170
ET,14,174
R,4,,,1.0,0.1,0,
RMORE,,,1.0E20,0.0,1.0,
RMORE,0.0,0,1.0,,1.0,0.5
RMORE,0,1.0,1.0,0.0,,1.0
KEYOPT,14,4,0
KEYOPT,14,5,0
KEYOPT,14,7,0
KEYOPT,14,8,0
KEYOPT,14,9,1
KEYOPT,14,10,2
KEYOPT,14,11,0
KEYOPT,14,12,0
KEYOPT,14,2,0
KEYOPT,13,5,0
! Generate the target surface
NSEL,S,,,BAS2
CM,_TARGET,NODE
TYPE,13
ESLN,S,0
ESURF
CMSEL,S,_ELEMCM
! Generate the contact surface

```

```

NSEL,S,,,HAUT2
CM,_CONTACT,NODE
TYPE,14
ESLN,S,0
ESURF
ALLSEL
ESEL,ALL
ESEL,S,TYPE,,13
ESEL,A,TYPE,,14
ESEL,R,REAL,,4
/PSYMB,ESYS,1
/PNUM,TYPE,1
/NUM,1
EPLOT
ESEL,ALL
ESEL,S,TYPE,,13
ESEL,A,TYPE,,14
ESEL,R,REAL,,4
CMSEL,A,_NODECM
CMDEL,_NODECM
CMSEL,A,_ELEMCM
CMDEL,_ELEMCM
CMSEL,S,_KPCM
CMDEL,_KPCM
CMSEL,S,_LINECM
CMDEL,_LINECM
CMSEL,S,_AREACM
CMDEL,_AREACM
CMSEL,S,_VOLUCM
CMDEL,_VOLUCM
/GRES,cwz,gsav
CMDEL,_TARGET
CMDEL,_CONTACT
/COM, CONTACT PAIR CREATION - END

! Modification des paramètres des contacts
/COM, CONTACT PAIR PROPERTIES - START
RMODIF,3,4,0.05
KEYOPT,12,5,2
/COM, CONTACT PAIR PROPERTIES - END
/COM, CONTACT PAIR PROPERTIES - START
RMODIF,4,4,0.05
KEYOPT,14,5,2
/COM, CONTACT PAIR PROPERTIES - END

allsel,all

```

FINISH

/SOL ! SOLUTION

!*****

! Définition du calcul VCCT

CINT,NEW,1 ! Pour la première zone VCCT

CINT,TYPE,VCCT

CINT,CTNC,tip1

CINT,NORM,0,2

CGROW,NEW,1

CGROW,CID,1

CGROW,CPATH,path1

CGROW,FCOP,MTAB,7

CGROW,DTIME,2E-4

CGROW,DTMIN,2E-4

CGROW,DTMAX,2E-4

CGROW,FCRA,1

ALLSEL,ALL

OUTRES,ALL,ALL

CINT,NEW,2 ! Pour la deuxième zone VCCT

CINT,TYPE,VCCT

CINT,CTNC,tip2

CINT,NORM,0,2

CGROW,NEW,2

CGROW,CID,2

CGROW,CPATH,path2

CGROW,FCOP,MTAB,7

CGROW,DTIME,2E-4

CGROW,DTMIN,2E-4

CGROW,DTMAX,2E-4

CGROW,FCRA,1

ALLSEL,ALL

OUTRES,ALL,ALL

!*****

! Définition des conditions aux limites et des chargements

allsel,all

nsl,s,loc,x,long

d,all,ux,0

nsel,s,loc,z,larg
d,all,uz,0
allsel,all

allsel,all
nsel,s,loc,x,0
nsel,r,loc,y,0
d,all,uy,0

allsel,all
nsel,s,loc,x,0
nsel,r,loc,y,8*e
d,all,uy,0

allsel,all
nsel,s,loc,x,0
f,all,fx,-358.42
allsel,all

!*****

! Paramètres de résolution de l'analyse

allsel,all
Nlgeom,on
Autots,on
Outres,all,all
Nsubst,100,100,100 ! 100 sous-étapes enregistrées
Solve

RÉFÉRENCES

- [1] Talreja, R. (1981). Fatigue of composite materials: Damage mechanisms and fatigue-life diagrams. *Proc Roy Soc Lond, Ser A: Math Phy Sci*, vol. 378, no. 1775, p. 461-475.
- [2] Revest, N. (2011). *Comportement en fatigue de pièces épaisses en matériaux composites*, Thèse de doctorat, École Nationale Supérieure des Mines de Paris, Paris.
- [3] Reifsnider, K. (1977). Some fundamental aspects of fatigue and fracture response of composite materials. In *Proceedings of the 14th Meeting of Society of Engineering Science*, p. 373–384.
- [4] Manders, P., Chou, T.-W., Jones, F., and Rock, J. (1983). Statistical analysis of multiple fracture in 0/90/0 glass fibre/epoxy resin laminates. *Journal of Materials Science*, vol. 18, p. 2876–2889.
- [5] Raju, I.S. and O'Brien, T.K. (2008). Fracture mechanics concepts, stress fields, strain energy release rates, delamination initiation and growth criteria. *Delamination Behavior of composites*, Woodhead Publishing in Materials, Cambridge, England, p. 3-27.
- [6] Riccio, A. (2008). Delamination in the context of composite structural design. *Delamination Behavior of composites*, Woodhead Publishing in Materials, Cambridge, England, p. 28-64.
- [7] Davies, P. (2008). Review of standard procedures for delamination resistance testing. *Delamination Behavior of composites*, Woodhead Publishing in Materials, Cambridge, England, p. 65-86.
- [8] Sun, C.T. (2008). Testing methods for dynamic interlaminar fracture toughness of polymeric composites. *Delamination Behavior of composites*, Woodhead Publishing in Materials, Cambridge, England, p. 87-116.
- [9] Krueger, R. (2002). The Virtual Crack Closure Technique: History Approach and Applications. *ICASE Report No. 2002-10, NASA/CR-2002-211628*, ICASE, Hampton Virginia.
- [10] Dugdale, D.S. (1960). Yielding of steel sheets containing slits. *Journal of Mechanics and Physics of Solids*, vol. 8, p. 100-104.

-
- [11] Tang, R., Guo, Y.-J., and Weitsman, Y. (2004). An appropriate stiffness degradation parameter to monitor fatigue damage evolution in composites. *International Journal of Fatigue*, vol. 26, p. 421–427.
- [12] Marcin, L. (2011). *Modélisation du comportement, de l'endommagement et de la rupture de matériaux composites à renforts tissés pour le dimensionnement robuste des structures*, Thèse de doctorat, Université Bordeaux 1, Bordeaux.
- [13] Manger, C.I.C., Ogin, S.L., Smith, P.A. and Greaves, R.P. (1997). Damage Development in plain weave GFRP. *Proceedings Volume V Textile Composites and Characterisation*. Australian Composite Structures Society, Woodhead Publishing Limited, Scott, M.L., Gold Coast, Queensland, Australia, p. 58–66.
- [14] Osada, T., Nakai, A. and Hamada, H. (2003). Initial fracture behavior of satin woven fabric composites. *Composite Structures*, vol. 61, p. 333–339.
- [15] Daggumati, S., De Baere, I. and Van Paepegem, W. (2010). Local damage in a 5-harness satin weave composite under static tension: Part I – Experimental analysis. *Composite Science and Technology*, vol. 70, p. 1926–1933.
- [16] Rouault, T. (2013). *Propagation de coupure en fatigue sur composites tissés – Etude expérimentale et modélisation*, Thèse de doctorat, Université de Toulouse, Toulouse.
- [17] Gao, F., Boniface, L. and Ogin, S.L. (1999). Damage accumulation in woven-fabric CFRP laminates under tensile loading: Part 1 - Observations of damage accumulation. *Composite Science and Technology*, vol. 59, p. 123–136.
- [18] Osada, T., Nakai, A. and Hamada, H. (2003). Initial fracture behaviour of satin woven fabric composites. *Composite Structures*, vol. 61, no 4, p. 333-339.
- [19] Pandita, S.D., Huysmans, G., Wevers, M. and Verpoest, I. (2001). Tensile fatigue behaviour of glass plain weave fabric composites in on- and off-axis directions. *Composites Part A: Appl. Sci. Manuf*, vol. 32, p. 1533–1539.
- [20] Daniel, I.M., Luo, J.J and Schubel, P.M. (2008). Three-dimensional characterization of textile composites. *Composites part B*, vol. 39, p. 13-19.
- [21] Khan, R., Khan, Z., Al-Sulaiman, F. and Merah, N. (2002). Fatigue life estimates in woven carbon fabric/epoxy composites at non-ambient temperatures. *Journal of Composite Materials*, vol. 36, p. 2517-2535.

- [22] Mao, H. and Mahadevan, S. (2002). Fatigue damage modelling of composite materials. *Composite Structures*, vol. 58, p. 405-410.
- [23] Wen, C. and Yazdani, S. (2008). Anisotropic damage model for woven fabric composites during tension-tension fatigue. *Composite Structures*, vol. 82, p. 127-131.
- [24] Hochard, C. and Thollon, Y. (2010). A generalized damage model for woven ply laminates under static and fatigue loading conditions. *International Journal of Fatigue*, vol. 32, p. 158-165.
- [25] Daggumati, S., De Baere, I. and Van Paepegem, W. (2013). Fatigue and post-fatigue stress strain analysis of a 5-harness satin weave carbon fibre reinforced composite. *Composite Science and Technology*, vol. 74, p. 20-27.
- [26] Dyer, K.P., and Isaac, D.H. (1998). Fatigue behaviour of continuous glass fiber reinforced composites. *Composites Part B: Engineering*, vol. 29, p. 725-733.
- [27] Kawai, M., Morishita, M. and Fuzi, K. (1996). Effects of matrix ductility and progressive damage on fatigue strengths of unnotched and notched carbon fibre plain woven roving fabric laminates. *Composite Part Applied Sciences Manuf*, vol. 27, p. 493-502.
- [28] Braisaz, P.L., Kanouni, N. and Maslouhi, A. (2014). Fatigue damage monitoring and stiffness assessment in plain weave composites by means of acoustic emission and digital image correlation. In: *Proceedings of 10th Canada-Japan Workshop on Composites*, August, Vancouver, Canada.
- [29] Gurdal, Z. and Herakovich, C.T. (1987). Effect of initial flaw shape on crack extension in orthotropic composite materials. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, vol. 8, p. 59-75.
- [30] Reifsnider, K.L. and Talug, A. (1980). Analysis of fatigue damage in composite laminates. *International Journal of Fatigue*, vol. 2, p. 3-11.
- [31] Degrieck, J. and Van Paepegem, W. (2001). Fatigue damage modelling of fibre-reinforced composite materials: review. *Applied Mechanics Reviewers*, vol. 54, no. 4, p. 279-300.
- [32] Griffith, A.A. (1921). The phenomena of rupture and flow in solids. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London, série A*, vol. 221, p. 163-198.

-
- [33] Villaverde, N.B. (2004). *Variable mixed-mode delamination in composite laminates under fatigue conditions: testing and analysis*, Thesis, Universitat de Girona, Girona.
- [34] Silversides, I., Maslouhi, A. and LaPlante, G. (2013). Acoustic emission monitoring of interlaminar delamination onset in carbon fibre composites. *Structural Health Monitoring*, vol. 0, p. 1-15.
- [35] Robinson, P. and Hodgkinson, J.M. (2000). *Interlaminar fracture toughness mechanical testing of advanced fibre composites*. (ed) Hodgkinson, J.M., Woodhead publishing, Cambridge, UK, p. 170-210.
- [36] Ducept, F., Davies, P. and Gamby, D. (1997). An experimental study to validate tests used to determine mixed mode failure criteria of glass/epoxy composites. *Composites Part A*, vol. 28A, p. 719-729.
- [37] Reeder, J.R. (2006). 3D Mixed Mode Delamination Fracture Criteria - An Experimentalist's Perspective. In: *Proceedings of American Society for Composites*, 21st Annual Technical Conference, Dearborn, MI, US, 17-20 September, p. 19.
- [38] Ewalds, H.L. and Wanhill, R.J.H. (1984). *Fracture mechanics*. Edward Arnold publishers ltd, London, UK.
- [39] Paris, P.C., Gomez, M.P. and Anderson, W.E. (1961). Rational analytical theory of fatigue. *Trend in Engineering*, vol. 13, p. 9-14.
- [40] Ashcroft, I.A., Shenoy, V., Critchlow, G.W. and Crocombe, A.D. (2010). A comparison of the prediction of fatigue damage and crack growth in adhesively bonded joints using fracture mechanics and damage mechanics progressive damage methods. *The Journal of Adhesion*, vol. 86, p. 1203-1230.
- [41] Hashin, Z. and Rotem, A. (1973). A fatigue criterion for fibre reinforced composite materials. *Journal of Composite Materials*, vol. 7, p. 448-464.
- [42] Fawaz, Z. and Ellyin, F. (1994). Fatigue failure model for fibre reinforced materials under general loading conditions. *Journal of Composite Materials*, vol. 28, p. 1432-1451.
- [43] Epaarachi, J.A. and Clausen, P.D. (2000). A new approach to a fatigue damage model for glass-fibre reinforced plastic composites. In: Hui D(ed), *Proceedings of 7th*

International conference on composites engineering (ICCE/7), Denver, CO, 2-8 July, p. 211-212.

[44] Vasconcellos, D.S. (2014). *Comportement en fatigue avant et après impact de composites tissés chanvre/epoxy*, Thèse de doctorat, École nationale supérieure de mécanique et d'aérotechnique, France.

[45] Sidoroff, F. and Subagio, B. (1987). Fatigue damage modeling of composite materials from bending tests. In: *Proceedings of Second European Conference on Composite Materials (ECCM-II)*, vol. 4, p. 32-39. Londres, UK.

[46] Van Paepegem, W. and Degrieck, J. (2001). Experimental setup for and numerical modeling of bending fatigue experiments on plain woven glass/epoxy composites. *Composite Structures*, vol. 51, p. 1-8.

[47] O'Brien, T.K. and Reifsnider, K.L. (1981). Fatigue damage evaluation through stiffness measurements in boron-epoxy laminates. *Journal of Composite Materials*, vol. 15, p. 55-70.

[48] Feng, X., Gilchrist, M.D., Kinloch, A.J. and Matthews, F.L. (1997). Development of a method for predicting the fatigue life of CFRP components. In: Degallaix, S., Bathias, C. and Fougères, R. (eds), *Proceedings of International Conference on Fatigue of Composites*, 3-5 June 1997, Paris, France, La société française de Métallurgie et des Matériaux, p. 407-414.

[49] Bucinell, R.G. (1998). Development of a stochastic free edge delamination model for laminated composite materials subjected to constant amplitude fatigue loading. *Journal of Composite Materials*, vol. 32, p. 306-321.

[50] Schon, J. (2000). A model of fatigue delamination in composites. *Composite Science and Technology*, vol. 60, p. 553-558.

[51] Highsmith, A.L. and Reifsnider, K.L. (1982). Stiffness reduction mechanisms in composite laminates. In: Reifsnider, K.L. (ed), *Damage in composite materials*. ASTM STP 775, American Society for Testing and Materials, p. 103-117.

[52] Taljara, R. (1986). Stiffness properties of composite laminates with matrix cracking and interior delamination. *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 25, p. 751-762.

-
- [53] Liu, B. and Lessard, L.B. (1994). Fatigue and damage tolerance analysis of composite laminates: stiffness loss, damage modeling and life prediction. *Composite Science and Technology*, vol. 51, p. 43-51.
- [54] Raju, I.S. (1987). Calculation of strain energy release rates with higher order and singular finite elements. *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 28, p. 251-274.
- [55] Vandellos, T., Carrère, N. and Huchette, C. (2014). *Comportement en fatigue avant et après impact de composites tissés chanvre/epoxy*, Thèse de doctorat, ONERA, Département des Matériaux et Structures Composites, Toulouse, France.
- [56] Alfano, G. and Crisfield, M.A. (2001). Finite element interface models for the delamination analysis of laminated composites: mechanical and computational issues. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, vol. 50, p. 1701-1736.
- [57] Diamanti, K. and Soutis, C. (2010). Structural health monitoring techniques for aircraft composite structures. *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 46, p. 342-352.
- [58] Grédiac, M. (2004). The use of full-field measurement methods in composite material characterization: interest and limitations. *Composites: Part A*, vol. 35, p. 751-761.
- [59] Costa Oliveira, R.F. (2004). *Health monitoring of FRP using acoustic emission and fibre optic techniques*, Thesis, University of Porto, Porto.
- [60] ASTM standard. *Standard Terminology for Nondestructive Examinations*. Reference: E1316-13d.
- [61] Pollock, A.A. (2003). *Acoustic emission inspection*, Physical Acoustics Corporation, Technical Report, TR-103-96-12/89.
- [62] Sjögren, B.A. and Berglund, L. (2000). The effects of matrix and interface on damage in GRP cross-ply laminates. *Composites Science and Technology*, vol. 60, p. 9–21.
- [63] Li, D., Hu, Q. and Ou, J. (2012). Fatigue damage evolution and monitoring of carbon fiber reinforced polymer bridge cable by acoustic emission technique. *International Journal of Distributed Sensor Networks*, vol. 26, p. 500-512.

- [64] Bourchak, M., Farrow, I.R., Bond, I.P., Rowland, C.W. and Menan, F. (2007). Acoustic emission energy as a fatigue damage parameter for CFRP composites. *International Journal of Fatigue*, vol. 29, p. 457-470.
- [65] Liu, C., Cheng, L., Luan, X., Li, B. and Zhou, J. (2008). Damage evolution and real-time non-destructive evaluation of 2D carbon-fiber/SiC-matrix composites under fatigue loading. *Material Letters*, vol. 62, no. 24, p. 3922-3924.
- [66] Philippidis, T.P. and Assimakopoulou, T.T. (2008). Using acoustic emission to assess shear strength degradation in FRP composites due to constant and variable amplitude fatigue loading. *Composites Science and Technology*, vol. 68, p. 840-847.
- [67] Caprino, G., Teti, R. and De Iorio, I. (2005). Predicting residual strength of pre-fatigued glass fibre-reinforced plastic laminates through acoustic emission monitoring. *Composites – Part B: Engineering*, vol. 36, p. 365-371.
- [68] Kundu, T. (2014). Acoustic source localization. *Ultrasonics*, vol. 54, p. 25-38.
- [69] Vanlanduit, S., Vanherweele, J., Longo, R. and Guillaume, P. (2009). A digital image correlation method for fatigue test experiments. *Optics and Lasers in Engineering*, vol. 47, p. 371-378.
- [70] Grédiac, M. (2004). The use of full-field measurement methods in composite material characterization: interest and limitations. *Composites: Part A*, vol. 35, p. 751-761.
- [71] Giancane, S., Panella, F.W., Nobile, R. and Dattoma, V. (2010). Fatigue damage evolution of fiber reinforced composites with digital image correlation analysis. *Procedia Engineering*, vol. 2, p. 1307-1315.
- [72] Rouchier, S., Foray, G., Godin, N., Woloszyn, M. and Roux, J-J. (2013). Damage monitoring in fibre reinforced mortar by combined digital image correlation and acoustic emission. *Construction and Building Materials*, vol. 38, p. 371-380.
- [73] Cuadra, J., Vanniamparambil, P.A., Hazeli, K., Bartoli, I. and Kontsos, A. (2013). Damage quantification in polymer composites using a hybrid NDT approach. *Composites Science and Technology*, vol. 83, p. 11-21.

-
- [74] Reis, P.N.B., Ferreira, J-A.M. and Richardson, M-O.W. (2011). Fatigue damage characterization by NDT in polypropylene/glass fibre composites. *Applied Composite Materials*, vol. 18, p. 409-419.
- [75] Goidescu, C., Weleman, H., Garnier, C., Fazzini, M., Brault, R., Peronnet, E. and Mistou, S. (2013). Damage investigation in CFRP composites using full-field measurement techniques : Combination of digital image stereo-correlation, infrared thermography and X-ray tomography. *Composites Part B: Engineering*, vol. 48, p. 95-105.
- [76] Lomov, S.V., Ivanov, D.S., Truong, T.C., Verpoest, I., Baudry, F., Vanden Bosche, K. and Xie, H. (2007). Experimental methodology of study of damage initiation and development in textile composites in uniaxial tensile test. *Composites Science and Technology*, vol. 68, p. 2340-2349.
- [77] Reifsnider, K.L. and Gao, Z. (1991). A micromechanics model for composites under fatigue loading. *International Journal of Fatigue*, vol. 13, p. 149-156.
- [78] O'Brien, T.K. (1982). Characterization of delamination onset and growth in a composite laminate. *Damage in Composite Materials*, ASTM STP 775, p. 140-167.
- [79] Bond, I.P. (1999). Fatigue life prediction for GRP subjected to variable amplitude loading. *Composites: Part A*, vol. 30, p. 961-970.
- [80] Reifsnider, K.L. (1991). Damage and damage mechanics. *Composite Materials Series*, vol. 4, p. 11-77.
- [81] Wicaksono, S. and Chai, G.B. (2012). A review of advances in fatigue and life prediction of fiber-reinforced composites. *Journal of Materials: Design and Applications*, vol. 227, p. 179-195.
- [82] Soutis, C. and Beaumont, P.W.R. (2005). *Multi-scale modelling of composite material systems*, 1st edition. Woodhead Publishing.
- [83] Zhou, Y., Lu, Z. and Yang, Z. (2013). Progressive damage analysis and strength prediction of 2D plain weave composites. *Composites: Part B*, vol. 47, p. 220-229.
- [84] Dharani, L.R. and Chai, L. (1991). Embedded flaws in unidirectional composites. *Composite Structures*, vol. 19, p. 285-297.

[85] Yeung, P.C., Stinchcomb, W.W. and Reifsneider, K.L. (1979). Characterization of constraint effects on flaw growth. *Nondestructive Evaluation and Flaw Criticality for Composite Materials*, ASTM STP 696, R.P. Pipes ed. American Society For testing and Materials, p. 316-338.

[86] Stinchcomb, W.W. (1986). Nondestructive Evaluation of damage accumulation processes in composite materials. *Composite Science and Technology*, vol. 25, p. 103-118.